

工学博士 學位論文

복합재료 보수 시 접착면적과 스카프
앵글에 따른 강도회복에 대한 연구

Behavior of Strength Recovery According to Bonding
Area and Scarf Angle on Composites Repair



指導教授 金允海

2011年 2月

韓國海洋大學校 大學院

材料工學科

曹 永 大

工學博士 學位論文

복합재료 보수 시 접착면적과 스카프
앵글에 따른 강도회복에 대한 연구

Behavior of Strength Recovery According to Bonding
Area and Scarf Angle on Composites Repair



2011年 2月

韓國海洋大學校 大學院

材料工學科

曹 永 大

本 論文을 曹永大의 工學博士 學位論文으로 認准함.

委員長 文 慶 萬 印

委 員 李 成 烈 印

委 員 裴 昌 源 印

委 員 金 容 直 印

委 員 金 允 海 印



2011年 2月

韓國海洋大學校 大學院

목 차

Abstract.....	1
제1장 서론	2
1. 연구배경	2
2. 연구목적	5
제2장 복합재료 손상과 보수 기법	8
1. 서론	8
2. 복합재료의 손상	9
손상의 종류	10
손상의 분류	12
3. 복합재료의 보수기술	13
패치보수법	14
스카프보수법	16
스텝보수법	18
4. 결론	21
제3장 스카프앵글과 강도회복	24
1. 서론	24
2. 등가모델	26
3. FE 모델	27
(1) 스카프 앵글 60°	29
(2) 스카프 앵글 45°	30
(3) 스카프 앵글 30°	32
(4) 스카프 앵글 15°	34
(5) 스카프 앵글 10°	35
(6) 스카프 앵글 5°	37
4. 스카프 앵글에 따른 응력분포	39
(1) 스카프 앵글 60°	39

(2) 스카프 앵글 45°	42
(3) 스카프 앵글 30°	45
(4) 스카프 앵글 15°	48
(5) 스카프 앵글 10°	51
(6) 스카프 앵글 5°	54
5. 결과 및 고찰	57
6. 결론	60

제4장 불연속 간격과 강도회복 62

1. 서론	62
2. FE 모델	63
(1) 불연속 간격 2mm	64
(2) 불연속 간격 4mm	66
(3) 불연속 간격 6mm	68
(4) 불연속 간격 8mm	70
(5) 불연속 간격 10mm	71
(6) 불연속 간격 12mm	73
(7) 불연속 간격 14mm	75
3. 불연속 간격에 따른 응력분포	77
(1) 불연속 간격 2mm	77
(2) 불연속 간격 4mm	80
(3) 불연속 간격 6mm	83
(4) 불연속 간격 8mm	86
(5) 불연속 간격 10mm	89
(6) 불연속 간격 12mm	92
(7) 불연속 간격 14mm	95
4. 결과 및 고찰	98
5. 결론	99

제5장 본딩 보수기법에서 금속과의 결합 101

1. 서론	101
2. 시편제작 및 시험방법	102
3. 시험결과 및 고찰	104

4. 결론	111
제6장 총괄 결론.....	112
참고문헌.....	114



Behavior of Strength Recovery According to Bonding Area and Scarf Angle on Composites Repair

Young dae Jo

Division of Material Engineering
Graduate School of University
Korea Maritime University

Abstract

Composites are widely used for the aircraft, train and automobile. There are so many threat of damage from various reasons such as accident, impact by the bird, thunder lightening, and handling damage. Composites are generally used for a part of complex module, so it is not easy to replace damaged parts. Most of composites are structural material, so it has to endure designed load. There are three repair techniques: patch repair, scarf sanding repair, stepped sanding repair. This research is consisted of the effect of scarf angle and step distance on composites repair process. For these objectives, computer aided FEM(Finite element method) analysis is achieved. Result of these analyses can be an extra guide to establish composites repair standard.

제1장 서론

1. 연구배경

복합재료는 두 가지 이상의 다른 재료를 결합하여 우수한 기능을 가지도록 설계된 재료를 말하는 것으로 이종 재료의 결합 후에도 원래의 상을 가지고 있다는 점에서 합금과 차이를 가지고 있다. 복합재료는 기지재와 강화재로 이루어지며, 기지재 혹은 강화재의 종류에 따라서 FRM(Fiber reinforced metal), FRC(Fiber reinforced ceramics), FRP(Fiber reinforced plastics) 등의 다양한 이름으로 불린다. 일반적으로 섬유강화고분자 복합재료를 복합재료라고 통칭하며 항공기, 자동차, 기계 부품 등에 많이 사용되고 있다.

높은 비강성과 비강도 및 우수한 감쇠특성으로 널리 사용되기 시작한 복합재료는 항공기, 우주선의 동체 및 인공위성, 자동차, 교량에 이르기까지 많은 산업분야에서 이용되고 있다.[1] 복합재료는 이러한 이유로 인하여 구조재료로 주로 사용되며 특히 경량화가 필요한 것의 구조재료로 많이 사용된다. 항공기와 자동차의 경우가 대표적인 예라 할 수 있다. 항공기의 경우 최근 에어버스(Airbus)사의 A350이나 보잉(Boeing)사의 B-787을 제작하는데 50% 이상의 재료가 복합재료로 만들어진다. 자동차의 경우 고성능을 요구하는 F1 경주용 차량이나 슈퍼카로 불리는 페라리(Ferrari), 람보르기니(Lamborghini), 애스턴마틴

(Aston martin) 등의 고성능 자동차에 사용되고 있다. 이들 차량은 모노코크(Monocoque)와 보디패널(Body panel) 등 복합재료 구조물을 이용하여 성능을 최대화 하고 있다. 특히 F1 경주용 차량의 경우 엔진과 타이어를 빼면 90% 이상이 복합재료로 이루어졌다고 할 수 있을 정도로 복합재료가 많이 사용된다. 운전자, 카메라, 음료 등을 모두 포함한 F1 경주용 차량 한 대의 무게가 620kg에 불과한 것을 보면 복합재료가 얼마나 사용되었는지 가늠할 수 있다.

이와 같이 많은 산업분야에서 복합재료의 사용이 증가하고 있지만 외부의 요인으로 인한 손상이 발생했을 경우 손상부위의 보수가 기존의 금속재료에 비하여 쉽지 않은 것이 사실이다. 이런 이유로 복합재료의 보수에 대한 연구가 일부 연구자에 의해 이루어졌지만 해외의 항공기 유지보수 기준에 대한 검증으로 세부적인 인자들에 대한 심도 있는 연구가 필요한 실정이다. 특히, 최근 복합재료로 만들어진 저상버스의 보급이 확대되고 있으며 대규모의 풍력단지 조성이 다수 계획되어 있는 상황으로 이러한 복합재료 구조물이 노후 되었을 때 안전한 상태로 보수하여 운용하기 위해서는 복합재료의 손상평가와 유지보수 기법에 대한 다양한 연구가 수행되어야 한다.

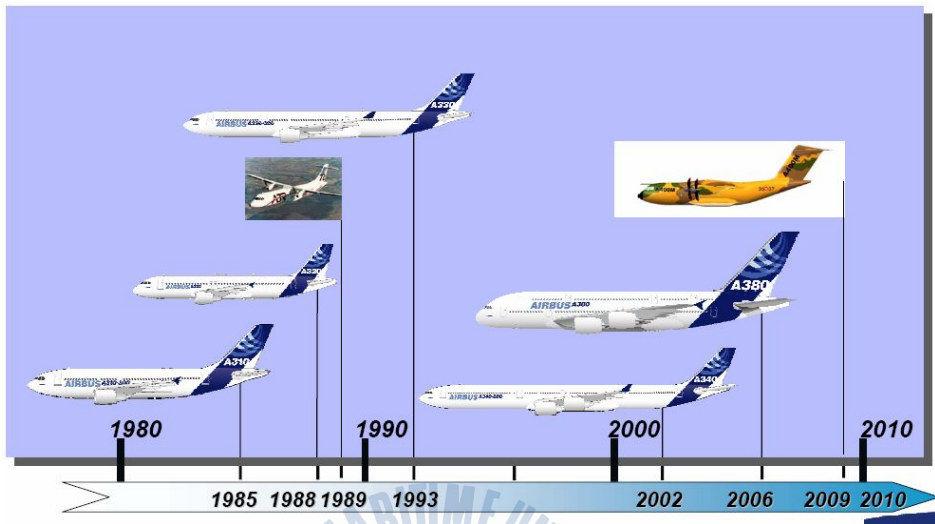


Fig. 1 Composites usage for aircraft



Fig. 2 Wind turbine blade made of composites

(radius 61.5m)

2. 연구목적

과거 복합재료 보수에 관한 연구에서 손상부위의 보수기법이나 적층방법 등에 따른 강도회복에 대한 연구가 이루어졌다. 복합재료의 보수는 원래의 모재와 새로 이식해야 하는 라미네이트(Laminate) 혹은 프리프레그(Prepreg)의 접착에 의하여 이루어진다. 따라서 접착제의 성능, 접착면적, 접착제 레이어에 작용하는 응력 등의 요인에 의하여 보수된 복합재료의 성능이 좌우될 수 있다. 본 논문에서는 컴퓨터를 이용한 유한요소법(FEM: Finite element method)을 통하여 접착면적에 따른 강도에 대하여 시뮬레이션을 실시하고 접착면적과 강도회복의 상관관계를 살펴보았다. 그리고 같은 방법으로 스카프리페어 시 가공하는 스카프앵글에 따른 강도회복을 시뮬레이션하고, 스카프앵글과 강도회복의 상관관계를 살펴보았다. 그리고 접착면적과 스카프앵글의 영향을 동시에 고려하여 복합재료 보수 시 최적의 조건을 도출하고자 하였다. 본 논문에서는 접착제나 프리프레그 등의 재료 적층에 대한 요인은 고려하지 않았는데, 복합재료로 만들어진 구조물의 용도와 사용 목적에 따라 재료의 적용에 차이가 있기 때문에 동일한 재료를 사용하는 조건이라 가정하였기 때문이다. 본 논문을 통하여 아직까지 복합재료의 보수 기준이 확립되지 않은 철도 및 차량, 풍력 블레이드 등의

분야의 보수 기준 확립에 참고할 수 있도록 하고자 하였다.



Fig. 3 Damage on the wind turbine blade by the lightning



Fig. 4 Damaged aircraft wing by structure on the ground



제2장 복합재료 손상과 보수 기법

1. 서론

복합재료로 제작된 구조물은 운용 중에 다양한 요인으로 인하여 손상을 입게 된다. 충돌로 인한 파손, 조류 등의 동물이나 비산물체에 의한 파손, 낙뢰에 의한 손상, 침식의 누적으로 인한 손상, 장비 및 이동 중 충격으로 인한 손상 등 다양한 요인에 의해서 복합재료 구조물은 손상을 받을 수 있다. 이러한 손상은 복합재료의 성능을 저하시켜 구조물로서의 역할을 충분히 만족시키지 못하는 상황을 유발하기 때문에 손상에 대한 적절한 평가와 보수를 실시하여야 한다. 본 장에서는 복합재료 구조물의 다양한 손상과 보수기법에 대하여 기술한다.

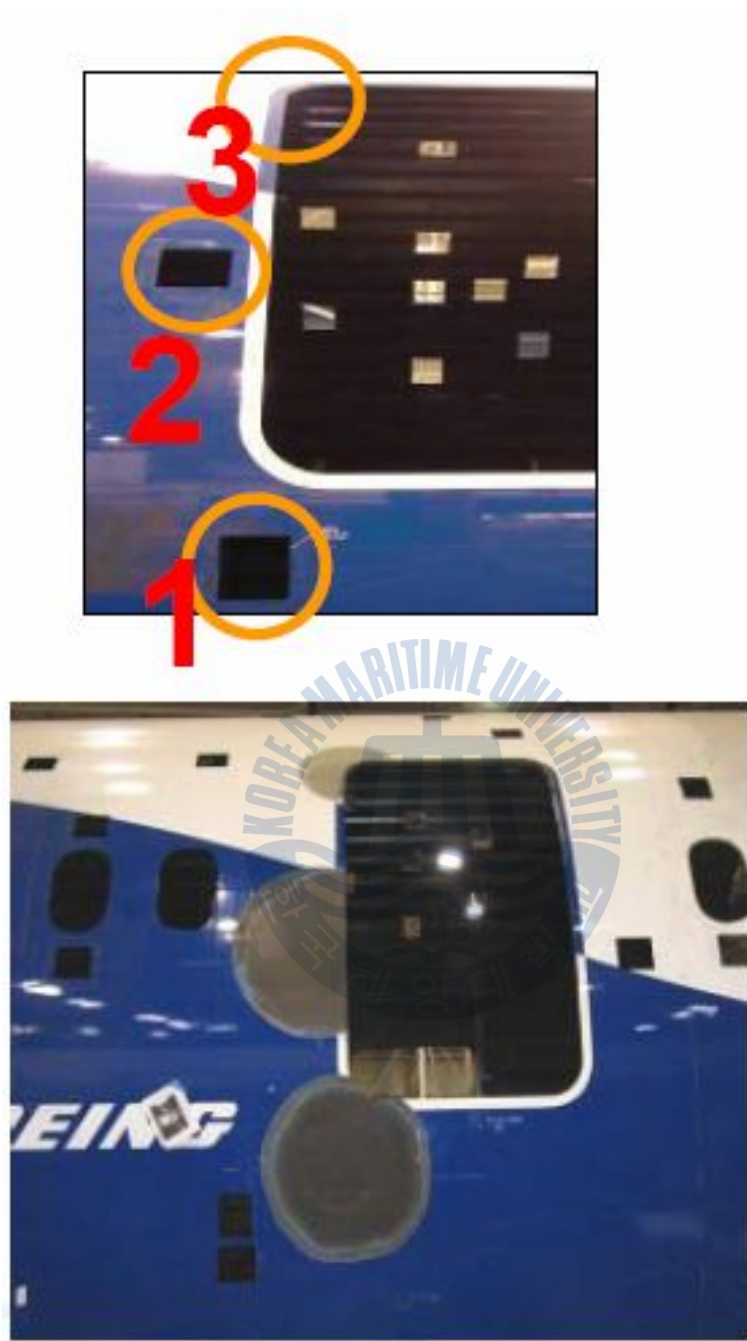


Fig 5. Repair of composites structure of aircraft structure

2. 복합재료의 손상

손상의 종류

복합재료의 손상은 다양한 형태로 발생할 수 있는데 손상의 발생 위치에 따라 외부손상과 내부손상으로 구분할 수 있다.[2]

• 외부손상

외부손상은 스크래치, 덴트, 끝단 깨짐, 관통과 파인 홈, 표피 균열 등이 있다.

- 스크래치(Scratch)

스크래치는 피로파괴에 대한 금속의 성질을 심각하게 저하시킨다. 표피의 보호피막을 관통하는 경우에는 부식에 쉽게 노출된다. 스크래치는 그 길이와 깊이를 측정하며 해당 구조물의 환경에 맞도록 보수 절차를 결정한다.

- 덴트(Dent)

덴트는 일반적으로 구조물을 약하게 만든다. 열경화성 수지와 같이 취성의 접착제를 사용한 구조물이나 두꺼운 표피에서의 덴트는 층간분리(Delamination)를 야기할 수 있다. 덴트에

대하여 그 반경과 깊이를 측정한다.

- 끝단 깨짐(Edge crush)

끝단 깨짐은 눈으로 확인 가능하지만 틈새에 의한 수분의 침투는 비파괴검사에 의해 확인해야 한다.

- 관통과 파인 홈(Punctures and gouges)

관통과 파인 홈은 눈으로 확인 가능하며, 손상부위가 관통되었을 경우에는 습기가 있는지 비파괴검사를 실시하여 확인하여야 한다.

- 표피 균열(Skin crack)

균열은 일반적으로 체결구멍으로부터 발생되며, 미세균열은 와상전류(Eddy current)를 통하여 확인한다.

- 내부손상

내부의 손상은 층간분리, 심재의 깨짐, 혹은 수분의 침투로 인한 손상, 부식 등이 대표적이며 비파괴검사로 탐지한다.

- 층간분리(Delamination)

부재 내부의 심재와 면재의 분리 혹은 적층된 레이어

(Layer)가 분리되는 현상으로 분리 된 부분에서 균열이 점차 확장되기 때문에 구조물의 파괴에 이를 수 있다.

- 심재의 파괴(Core crush)

하니컴 코어(Honeycomb core)는 집중하중에 의해 쉽게 함몰될 수 있으며, 발사우드나 PVC 등의 폼 코어(Foam core)는 하중에 의해 덴트가 발생할 수 있다. 심재의 파괴는 이동이나 작업 공정 중에 발생할 수 있다.

- 수분(Moisture)

수분은 복합재료의 측면 끝단, 표면의 균열, 가공부위 등을 통해 쉽게 구조물에 침투한다. 수분은 수지 속으로 침투하여 보강섬유와 수지 사이의 결합을 파괴하여 층간분리를 야기시킨다. [3, 4]

- 부식(Corrosion)

부식은 주위 환경과의 전기화학적인 반응으로 부재의 특성을 저하시키며 주재 표면에 발생한 부식은 제거되어야 한다. 이를 위하여 부식방지 처리를 반드시 하여야 한다.

손상의 분류

복합재료의 손상은 충격에 의해 가장 빈번하게 발생하는데 손상이 있을 경우 실제 구조물을 분리, 해체하지 않는 이상 정확한 손상의 분류가 어려운 경우도 있다. 따라서 실용적인 경계로 눈으로 식별되는 손상(VID: Visible impact damage)와 눈으로 식별하기 어려운 손상(BVID: Barely visible impact damage)로 구분한다.[5]



3. 복합재료의 보수기술

복합재료는 높은 비강성과 비강도로 인하여 주로 경량화가 필요한 구조물로 사용되기 때문에 하중을 지탱할 수 있는 높은 구조강도를 유지하여야 한다. 따라서, 복합재료의 보수는

원래의 강도와 최대한 비슷한 강도까지 회복하게 만드는 것이 중요하다. 복합재료의 보수기법은 패치보수법(Patch method repair), 스카프보수법(Scarf sanding method repair), 스텝보수법(Step sanding method repair)이 대표적인 방법으로 사용되고있다. 복합재료는 일반적으로 연속섬유로 보강된 방향성 재료이기 때문에 연속성을 최대한 확보하는 것이 중요하다 할 수 있다. 샌드위치 구조물의 경우 코어재료는 스카프가공이나 스텝가공을 하지 않고 손상부위를 수직으로 적출하고 동일한 재료를 삽입하여 사용한다.

패치보수법

패치보수법은 그림과 같은 형태로 성형하게 된다. 먼저 손상된 부위를 수직으로 적출하고 원래의 적층과 동일한 패턴으로 보수층(Structural repair plies)을 적층한 뒤 아래, 위, 혹은 양면에 추가로 보강패치(Extra structural ply)를 적층하여 경화하는 방법이다.[1, 6, 7, 8]

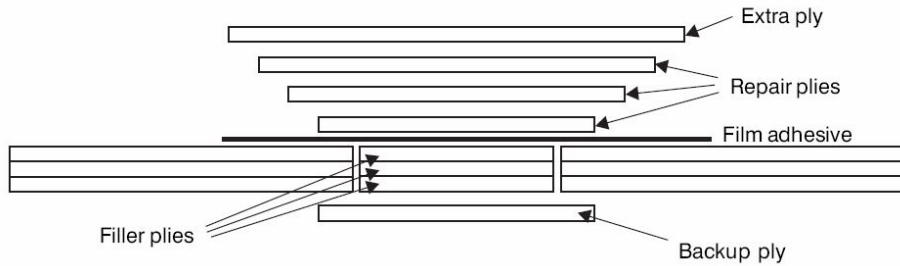


Fig. 6 Scheme of the patch repair method

장점

- 작업이 단순하여 빠른 보수가 가능하다.
- 특별한 기술을 요구하지 않는다.

단점

- 모든 레이어가 동일한 지점에서 끊어진 상태이기 때문에 보강패치에 의해서 섬유의 연속성이 유지되므로 보수 이후에도 이 부분이 취약부위로 작용한다.

스카프보수법

스카프보수법은 손상부위를 적출하고 각진 적출 부위를 스카프가공하여 원래의 층과 동일한 패턴으로 보수층을 적층한 뒤 추가로 보강패치를 적층하여 성형하는 방법이다. 그림과 같이 보수를 실시한다.

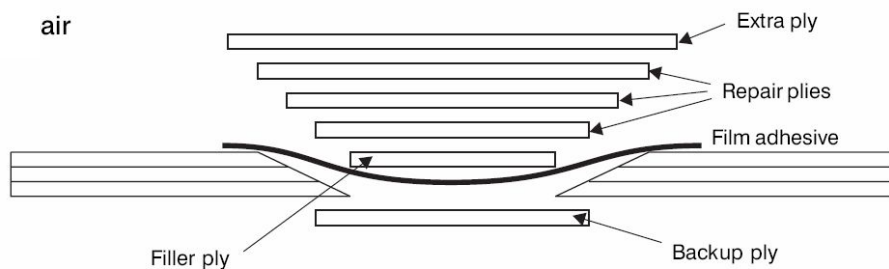


Fig. 6 Scheme of the scarf repair method

장점

- 적층된 각 레이어가 일정한 거리를 두고 연결되기 때문에 패치보수법에 비해 높은 연속성을 가지며 이로 인하여 강도회복이 우수하다.
- 스텝보수법에 비해 가공이 용이하고 정밀한 가공기술을 요구하지 않는다.
- 스텝보수법에 비해 가공이 단순하기 때문에 보수를 하는데 적은 시간이 요구된다.
- 패치 보수법에 비하여 가공 후 표면의 굴곡이 없이 평탄한 표면을 얻을 수 있다.

단점

- 패치보수법에 비하여 넓은 면적에 대하여 가공하기 때문에 보수 부위가 넓어 좁은 부위에 적용하기가 어렵다.
- 패치보수법에 비하여 가공이 까다롭고 시간이 많이 소요된다.
- 스카프가공으로 비스듬한 면에 보수층이 적층되기 때문에

표면이 매끄럽지 못할 수도 있다.

스텝보수법

스텝보수법은 스카프보수법과 비슷하지만 적층된 각레이어를 계단처럼 단차를 가지도록 가공하여 보강하는 보수법으로 그림과 같은 방법으로 성형한다.

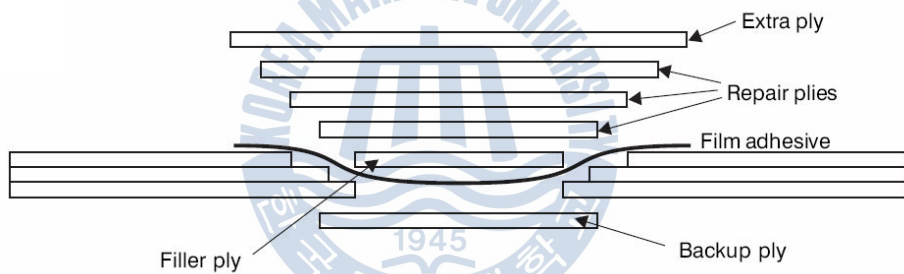


Fig. 7 Scheme of the stepped sanding repair method

장점

- 적층된 각 층이 일정한 거리를 두고 완벽하게 일치하도록 연결되기 때문에 패치보수법에 비해 연속성이 높으며 강도회복이 가장 우수하다.

- 구조물과 보강층이 완벽하게 일치하기 때문에 표면이 가장우수한 상태를 유지할 수 있다.

단점

- 패치보수법에 비하여 넓은 면적에 대하여 가공하기 때문에 보수 부위가 넓어서 좁은 부위에는 적용하기 어렵다.
- 적층된 모든 층에 대하여 가공을 하기 때문에 많은 시간을 필요로 한다.
- 정밀한 가공기술을 필요로 한다.



심재가 있는 샌드위치 구조물의 경우 표피에 대한 보수는 상기한 패치보수법, 스카프보수법, 스텝보수법 등으로 적용하고 심재는 수직으로 적출하여 채워 넣는 방법으로 보수를 실시한다. 심재가 있는 샌드위치 구조물의 경우 보수 방법은 다음 그림과 같이 적용할 수 있다.

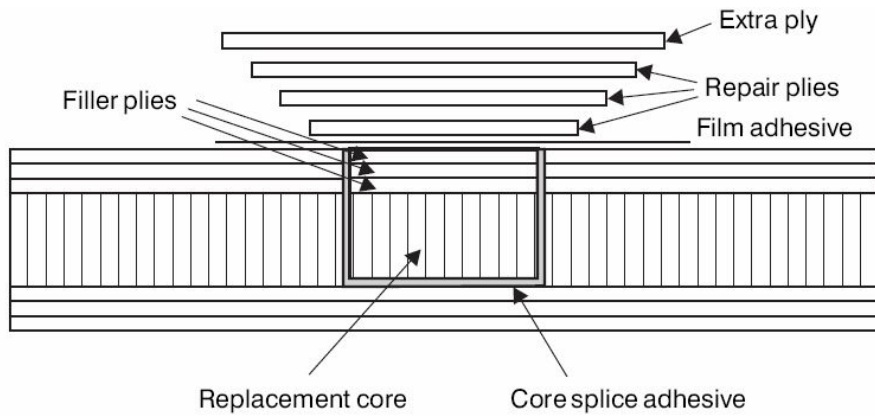


Fig. 8 Scheme of the patch repair method of sandwich structure

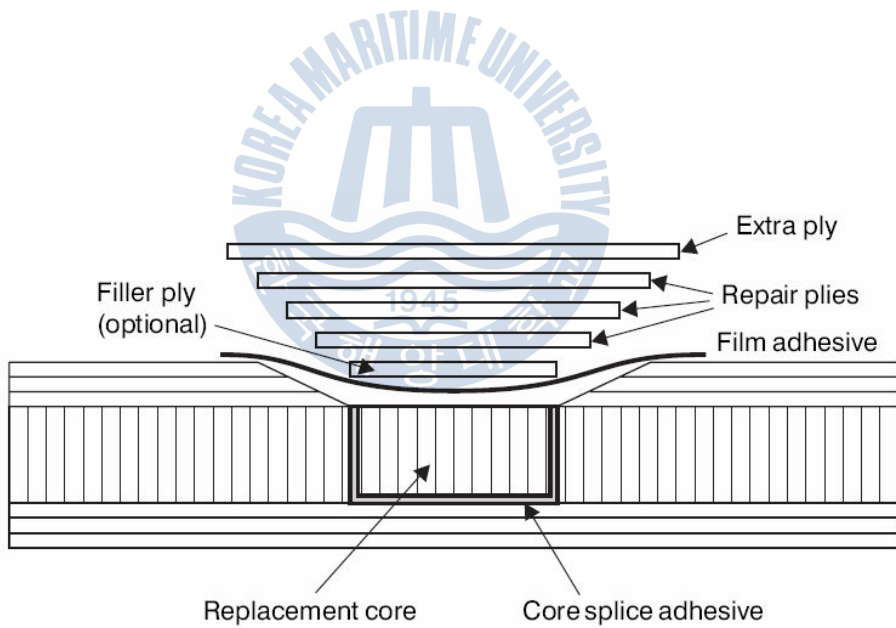


Fig. 9 Scheme of the scarf repair method of sandwich structure

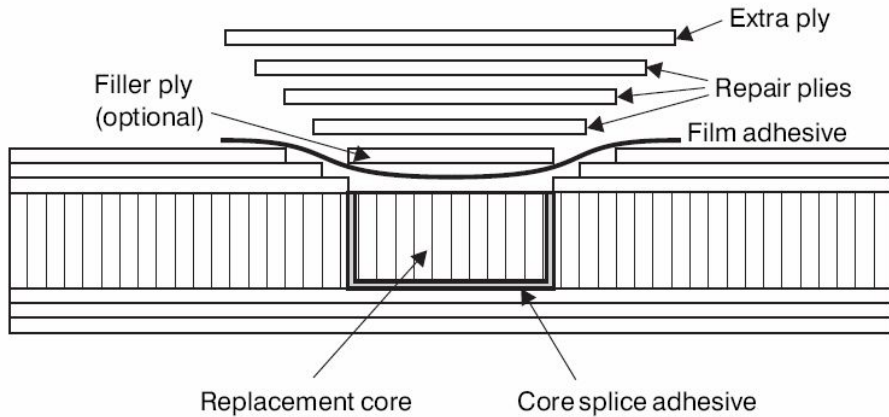


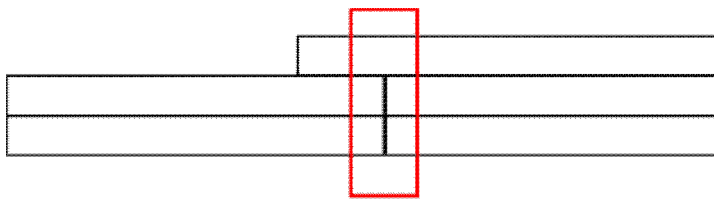
Fig. 10 Scheme of the stepped sanding repair method of sandwich structure

4. 결론

복합재료의 보수는 원래 구조물이 가지는 구조강도를 최대한 회복할 수 있는 것을 목표로 하지만 연속성이 있는 섬유 강화 복합재료에서 연속성이 부분적으로 끊어지기 때문에 완전한 강도의 회복은 어렵다고 볼 수 있다. 스카프보수법이나 스텝보수법의 경우 그림 11, 그림 12와 같이 연속성이 끊어진 부분을 넓게 분포시켜 초기 강도에 근접하도록 하여 높은 강도회복 수준을 나타내지만 가공을 하는데 특별한 기술을 요구하며 작업 시간이 많이 소요되는 문제점을 가지고 있다. 반면 패치보수법의 경우 작업이 간단하여 짧은 시간에 쉽게 보수를 수행할 수 있다는 장점이 있지만 연속성이 끊어진 부분이 특정한 부분에 집중되어 있기 때문에 강도회복 수준이 상대적으

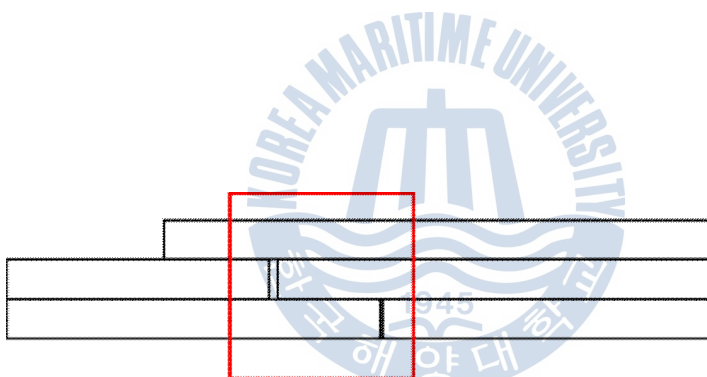
로 낮다는 문제점이 있다. 복합재료 구조물이 손상이 되어 보수를 수행할 경우 금전적인 손실과 시간을 소비하기 때문에 빠른 작업이 요구되지만 안전성 등의 문제를 무시할 수 없기 때문에 강도회복 수준이 동시에 요구된다. 따라서 복합재료 구조물의 손상이 발생할 경우 손상 부위가 구조적으로 얼마나 높은 강도를 유지해야 하는지에 대한 판단이 중요하며, 보수가 필요할 경우를 감안하여 설계단계에서 강도를 결정할 필요가 있다.





Discontinuous area

Fig. 11 Discontinuous area in the patch repair



Discontinuous area

Fig. 12 Discontinuous are in the stepped sanding repair

제3장 스카프앵글과 강도회복

1. 서론

복합재료의 보수기법 중에서 작업효율과 강도회복 측면에서 패치보수법에 비하여 월등히 높은 강도회복을 보여주는[9] 효과적인 보수기법으로 알려져있다. 스카프 보수기법은 항공기의 두꺼운 복합재료 구조물의 기계적 요구조건을 만족하는 보수기법[10, 11]으로 성형된 표면에 굴곡이 적기 때문에 매우 얇은 구조물의 넓은 손상에 대하여 매우 효과적인 보수방법[12]이다. 특히 하중이 가해지는 구조물이 설계강도를 유지할 수 있도록 하기 위하여 사용되는 보수기법이다.[13] 복합재료는 항공우주용 기술이 타 분야 즉 스포츠, 건설, 건축, 자동차 등에 매우 빠르게 이전되어 기존의 고비용 구조의 생산단가가 신기술의 적용으로 점차 저비용구조로 나아가면서 적용사례가 증가하고 있으며 특히 항공, 조선산업 및 풍력발전 산업의 발전으로 인하여 대형화 추세를 나타내고 있다.[14] 그러나 국내에서는 최근에 이르러 복합재료 보수기법에 대한 연구가 일부 연구자[15, 16]들에 의해 이루어지고 있으나 다양한 산업분야에서 복합재료의 보수기법에 대한 방향을 제시하지 못하고 있는 것이 현실이다. 특히 철도차량의 경우 오래 전부터 복합재료를 이용하여 제작되고 있으나 복합재료 보수기법에 대한 기준이 없어

복합재료의 적용을 기피하였으며 패치보수법에 제한적인 연구만 수행되었다. 이러한 이유로 복합재료 구조물의 스카프 보수 시 스카프 앵글에 따른 강도회복을 검토해보고자 하였다. 복합재료 보수에 있어서 강도회복 수준에 영향을 미치는 인자는 접착제나 프리프레그 등의 재료, 스카프 앵글, 접착면적, 접착면에 작용하는 힘, 접착면의 상태 등이 있다. 이 중에서 재료는 구조물의 용도나 목적에 따라 다르게 사용되기도 하지만 복합재료의 보수에 있어서 기본적으로 정해진 재료가 사용되기 때문에 동일한 것으로 고려하고 제외하였다. 그리고 접착면의 상태는 기본적으로 접착에 우수한 상태로 가공이 되어있다고 가정하여 동일한 조건이라 가정하고 제외하였다. 접착면적과 접착면에 작용하는 힘, 그리고 스카프 앵글은 스카프 앵글의 변화에 따라 변하는 인자라 고려하여 스카프 앵글의 변화에 따른 강도회복에 대하여 컴퓨터를 이용한 유한요소해석 결과를 비교해 보았다. 해석을 수행하기 위하여 라미네이트와 접착제의 기계적 물성을 확보해야 한다.

해석에 사용한 재료의 기계적 특성은 Table 1과 같다.

Table 1. Mechanical properties of materials

	Glass/epoxy	Adhesive
Young's modulus (Pa)	3.65+E10	2.76+E9
Poisson's ratio	0.30	0.42

Ultimate tensile strength (Pa)	7.91+E8	8.00+E7
-----------------------------------	---------	---------

2. 등가모델

컴퓨터를 이용하여 유한요소해석을 실시할 경우 실제 모델과 동일한 상태를 디자인하여 해석을 수행할 수도 있지만, 시간과 자원의 효율적인 이용과 복잡한 형상 등으로 실제 모델을 단순화시킨 등가모델을 설계하여 사용하는 것이 유리하다. 따라서 본 논문에서는 유한요소해석을 수행하기 위하여 스카프보수가 이루어진 부위의 단순화 모델을 만들었다. 스카프보수된 부분을 단순화한 등가모델을 그림 13에 나타내었다.

스카프보수의 경우 스카프 가공된 경사면이 접착이 이루어지는 면이며 취약한 부위인데 이 경사면을 따라 전단응력과 수직응력이 작용하는 것으로 고려하여 경사면에 대한 부분에 대한 등가모델을 만들었다.

스카프 앵글에 따른 강도 회복을 파악하기 위하여 단순화한 등가모델에서 스카프 앵글(θ)을 다르게 적용하여 각각의 모델에 대한 FE(Finite element) 모델을 디자인하였다.

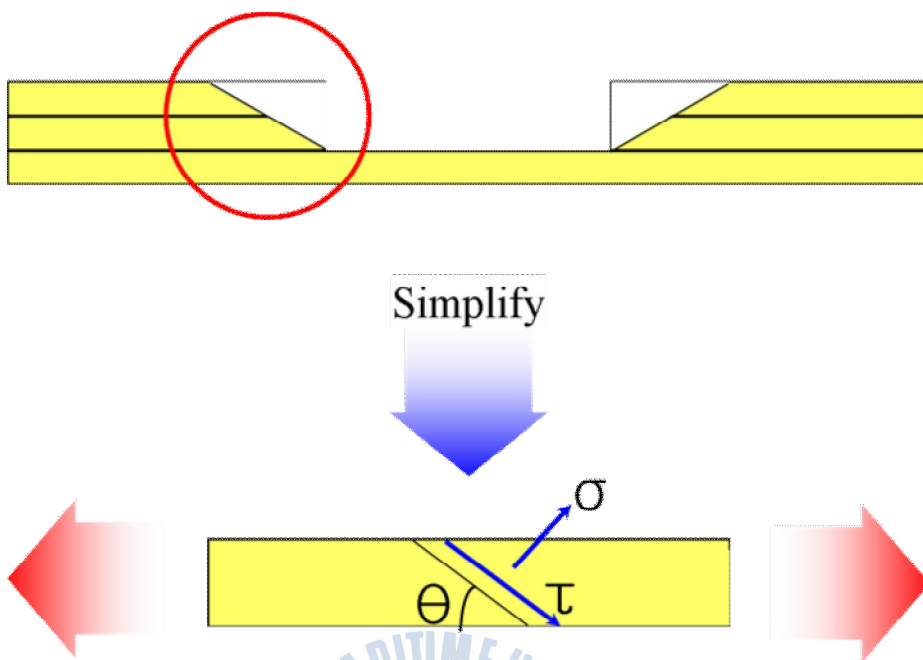


Fig. 13 Simplification of scarf repaired structure

3. FE 모델

일반적으로 복합재료의 구조해석을 위해서 레이어에 따른 물성이나 방향 등에 대한 특성을 정의할 수 있는 shell 요소를

많이 사용한다. Shell 요소를 사용할 경우 해석에 필요한 컴퓨터 자원의 수준이나 시간 등의 요구수준을 크게 낮추어 효율을 극대화 할 수 있으나 스카프 보수법의 경우 각 레이어의 경계면을 명확하게 구분할 수 없기 때문에 적용이 불가능하다. 이러한 이유로 스카프 보수의 설계에 있어서 2차원의 단면에 대한 해석을 사용하고 있다.[17, 18, 19] 본 논문에서는 CATIA V5 R17을 이용하여 3차원 형상의 solid로 모델링을 하고 Ansys V12 workbench를 이용하여 해석을 수행하였다. 유한요소해석을 수행하기 위해서 앞에서 확립한 등가모델에 대한 FE 모델을 형성하였다. 최초 스카프 앵글 5, 10, 15, 30, 45, 60° 각도에 대하여 각각의 FE 모델을 만들고 해석을 수행하였다. 접착제와 라미네이트 간의 접착을 완전한 것으로 가정하여 접착제와 라미네이트 사이의 접촉에 대한 경계조건은 bonded contact로 설정하였다.

해석에 사용된 장비는 델(Dell)사의 프리시즌(Precision) R5400 모델이 사용되었으며 모델링 소프트웨어는 CATIA V5 R17, 그리고 해석 소프트웨어는 ANSYS V12 Workbench를 이용하였다.

(1) 스카프 앵글 60°

스카프 앵글이 60° 일 경우 스카프 보수 된 라미네이트에 대한 FE모델을 만들었다. 5416개의 노드를 가지며 610개의 엘리먼트로 이루어진 메쉬를 그림 14에서 보여주고 있다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 15와 같다. 그림 15의 A 구역을 support로 고정하고 B 구역에서 0 ~ 800 MPa까지 인장하중을 가하였다.

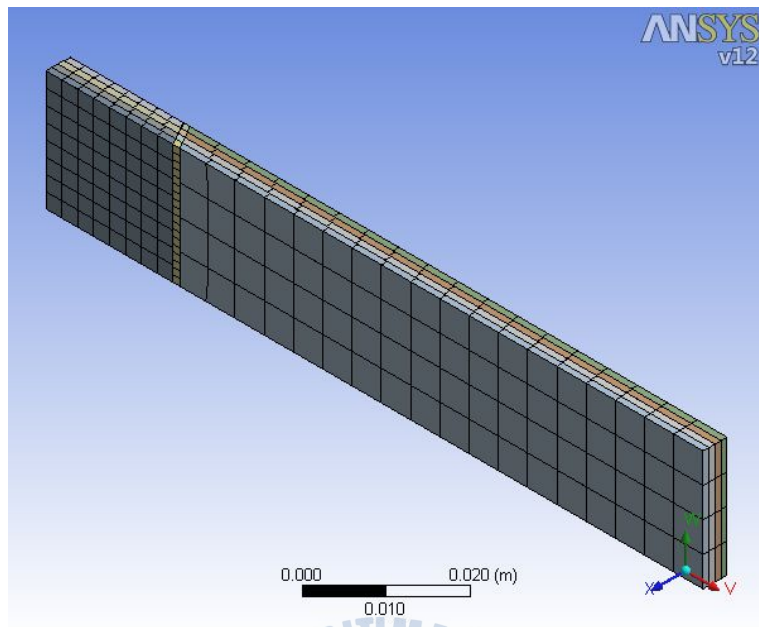


Fig. 14 FE model of the repaired structure

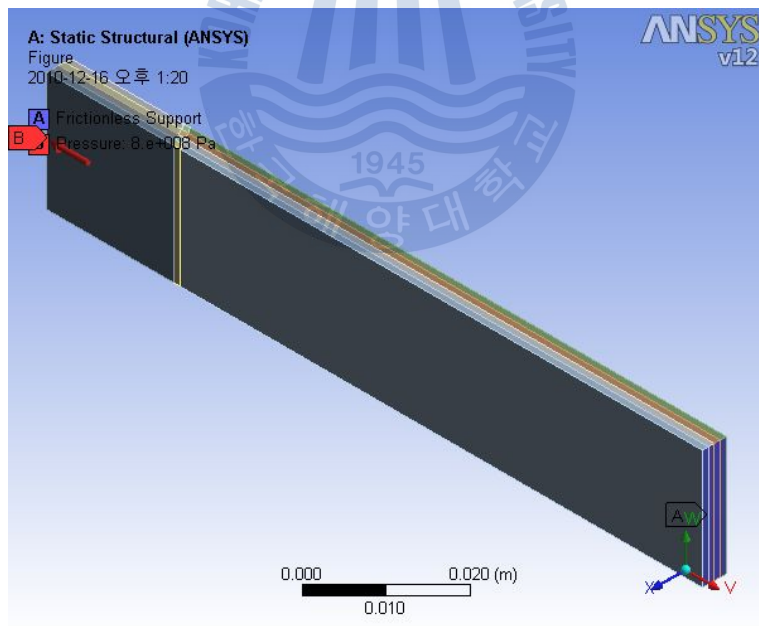


Fig. 15 Restraints of the simulation

(2) 스카프 앵글 45°

스카프 앵글이 45° 일 경우 스카프 보수 된 라미네이트에 대한 FE모델은 다음 그림 16과 같다. 5065개의 노드를 가지며 582개의 엘리먼트로 이루어진 메쉬를 구성하였으며 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 17과 같다. 그림 17의 A 구역을 support로 고정하고 B 구역에서 0 ~ 800 MPa까지 인장하중을 가하였다.



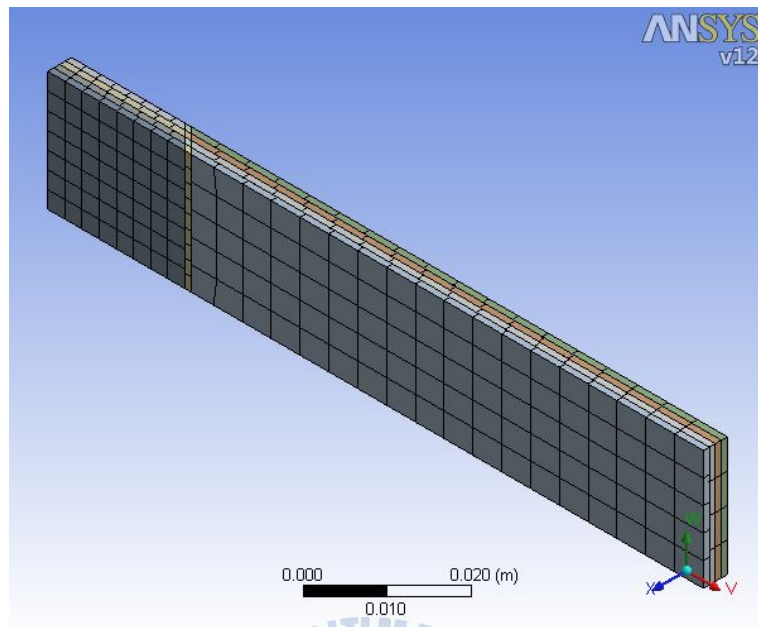


Fig. 16 FE model of the repaired structure

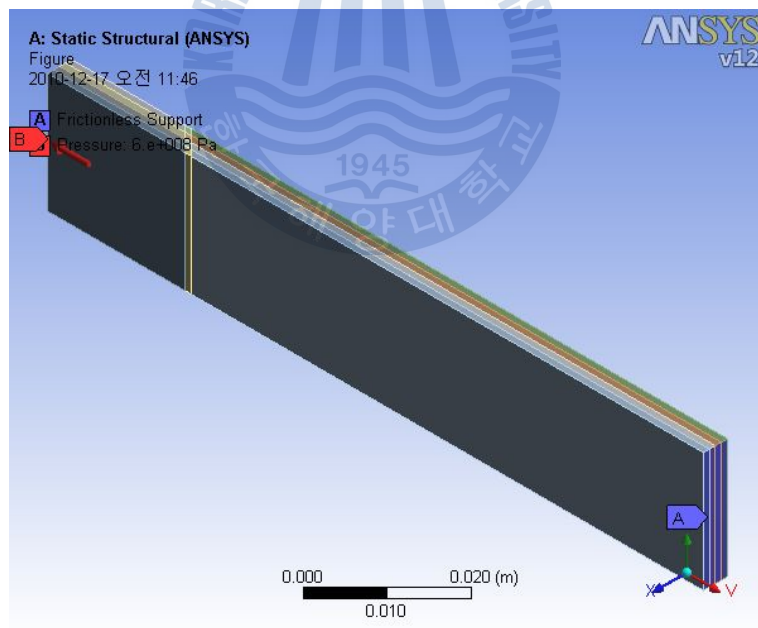


Fig. 17 Restraints of the simulation

(3) 스카프 앵글 30°

스카프 앵글이 30° 일 경우 스카프 보수 된 라미네이트에 대한 FE모델은 다음 그림 18과 같다. 5250개의 노드를 가지며 607개의 엘리먼트로 이루어진 메쉬를 구성하였으며 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 19와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에서 0 ~ 800 MPa까지 인장하중을 가하였다.

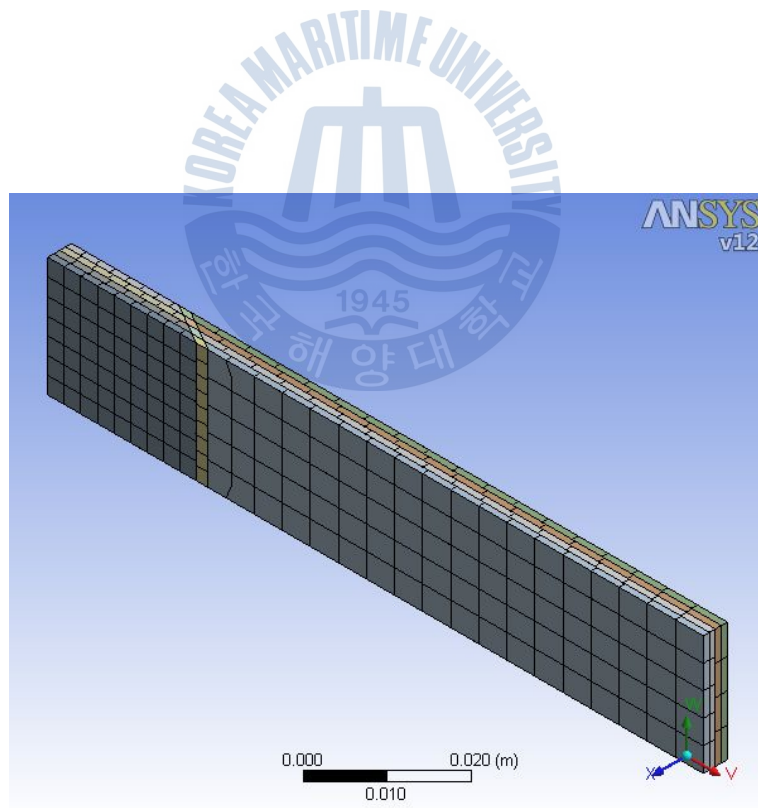


Fig. 18 FE model of the repaired structure

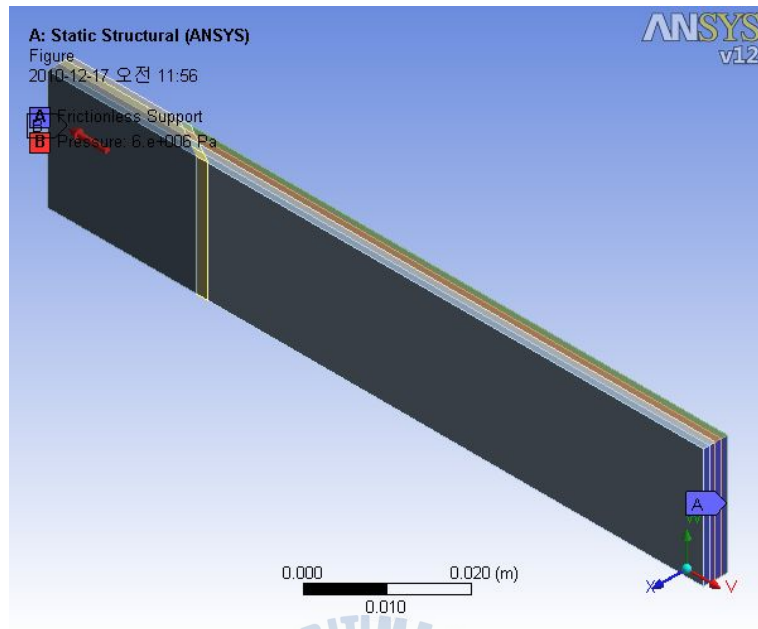


Fig. 19 Restraints of the simulation

(4) 스카프 앵글 15°

스카프 앵글이 15° 일 경우 스카프 보수 된 라미네이트에 대한 FE모델은 다음 그림 20과 같다. 5987개의 노드를 가지며 721개의 엘리먼트로 이루어진 메쉬를 구성하였으며 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 21와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에서 0 ~ 800 MPa까지 인장하중을 가하였다.

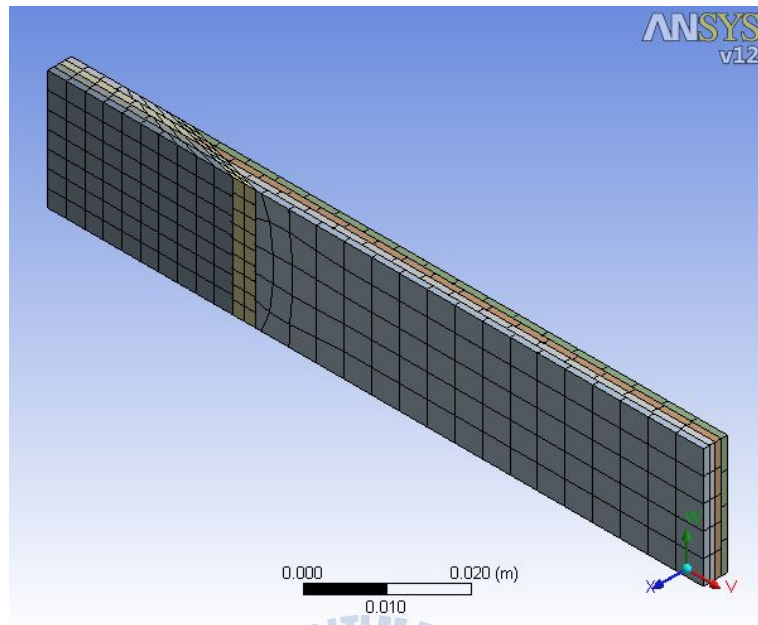


Fig. 20 FE model of the repaired structure

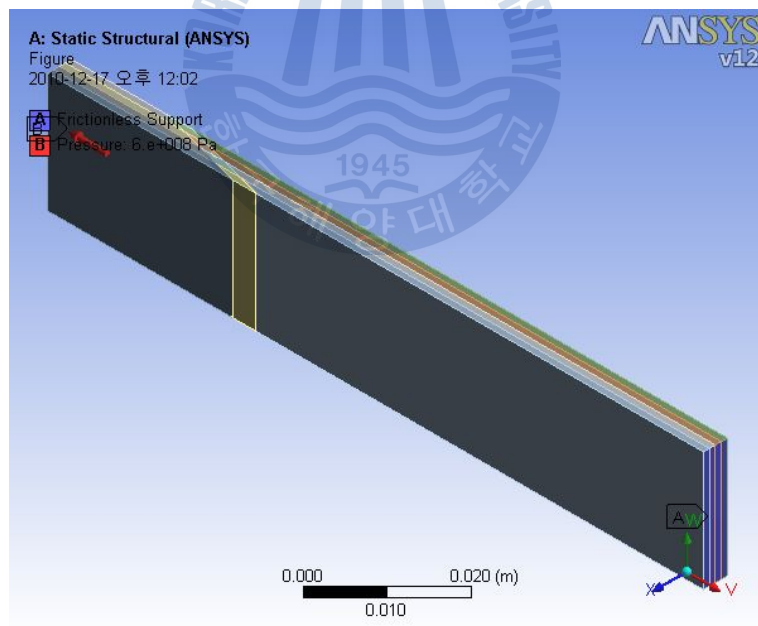


Fig. 21 Restraints of the simulation

(5) 스카프 앵글 10°

스카프 앵글이 10° 일 경우 스카프 보수 된 라미네이트에 대한 FE모델은 다음 그림 22과 같다. 7274개의 노드를 가지며 944개의 엘리먼트로 이루어진 메쉬를 구성하였으며 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 23과 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에서 0 ~ 800 MPa까지 인장하중을 가하였다.

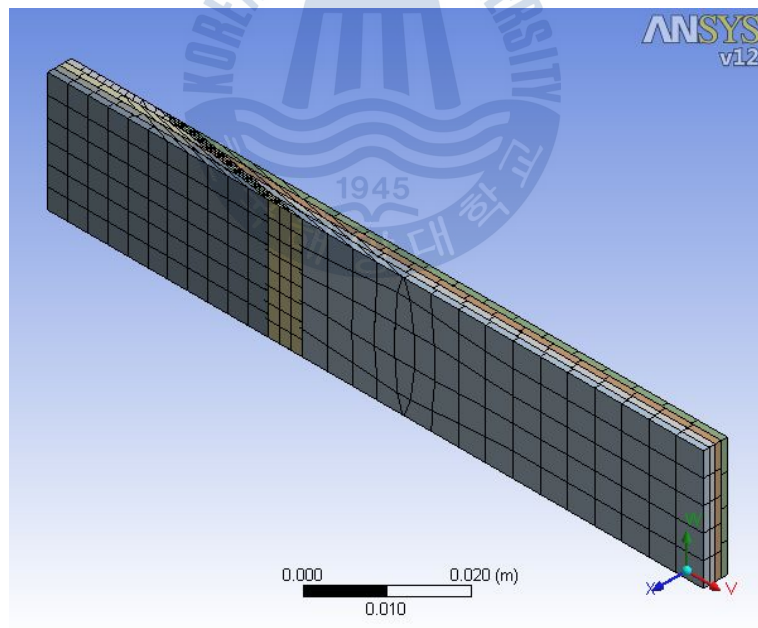


Fig. 22 FE model of the repaired structure

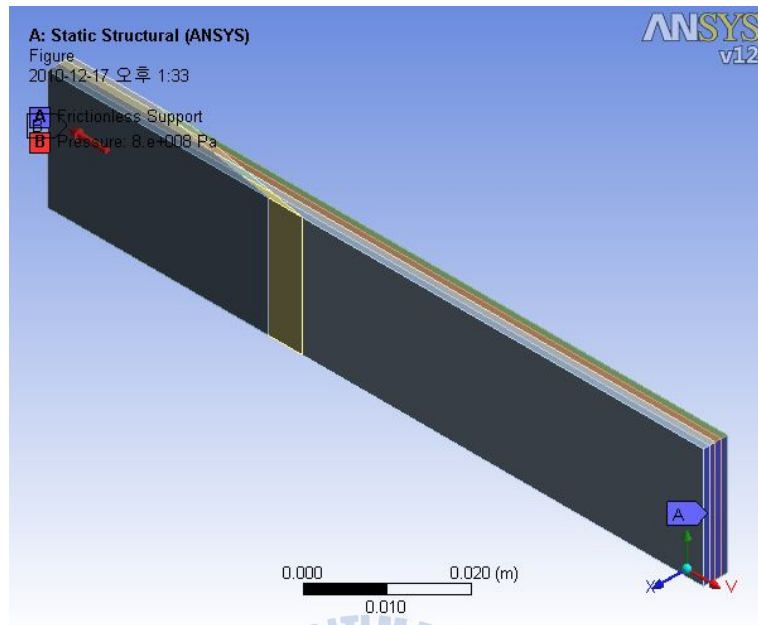


Fig. 23 Restraints of the simulation

(6) 스카프 앵글 5°

스카프 앵글이 5° 일 경우 스카프 보수 된 라미네이트에 대한 FE모델은 다음 그림 24와 같다. 13348개의 노드를 가지며 1815개의 엘리먼트로 이루어진 메쉬를 구성하였으며 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 25와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에서 0 ~ 800 MPa까지 인장하중을 가하였다.

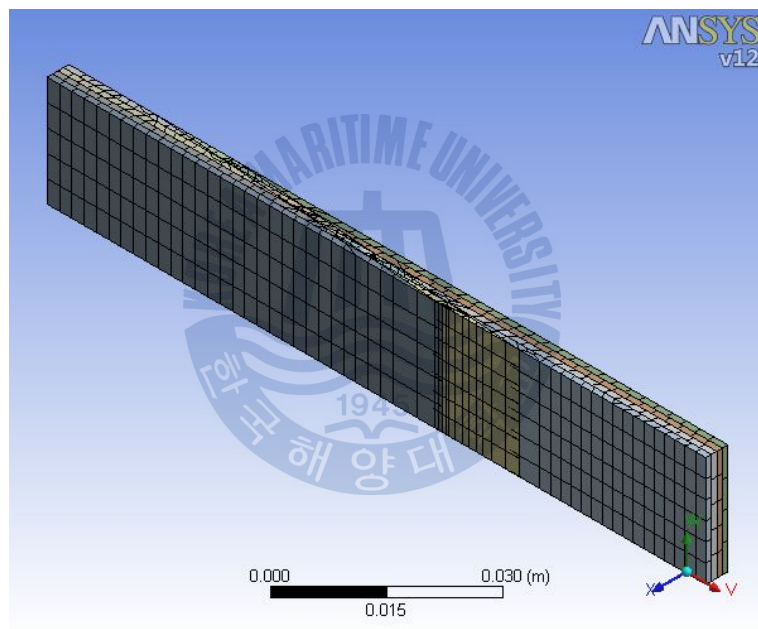


Fig. 24 FE model of the repaired structure

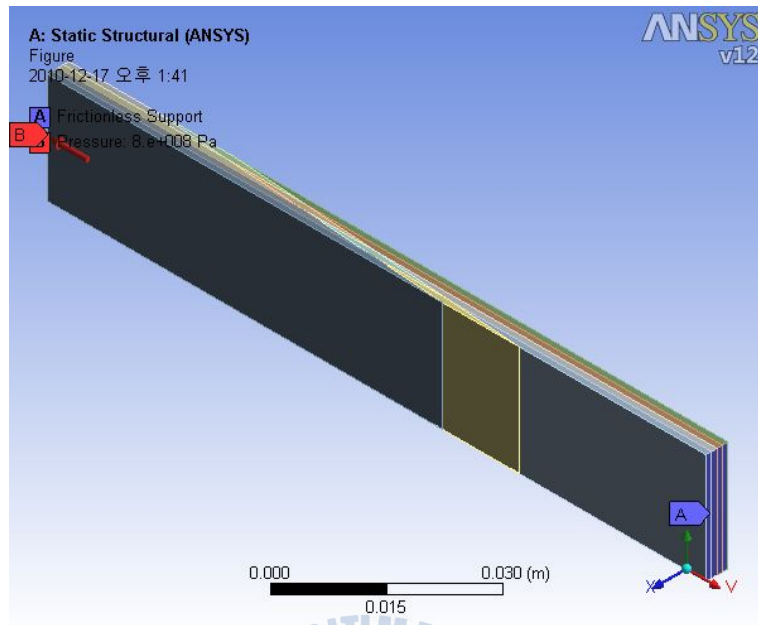


Fig. 25 Restraints of the simulation

4. 스카프 앵글에 따른 응력분포

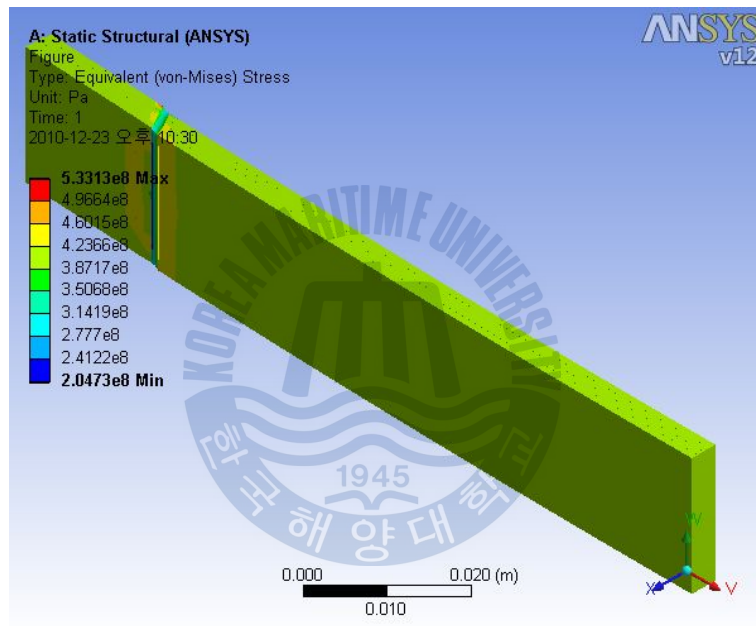
(1) 스카프 앵글 60°

그림 26에 스카프 앵글 60° 에 대한 해석결과를 보여주고 있다. 스카프 앵글 60° 의 경우 하중이 작용할 경우 접촉된 부위에서 응력이 집중되어 효과적인 보수가 이루어졌다고 판단하기 어렵다. 또한 하중이 라미네이트에 충분히 분산되지 않은 점이 패치 보수법과 크게 차이가 없기 때문에 스카프 보수법으로 효율적이지 않은 것을 알 수 있다.

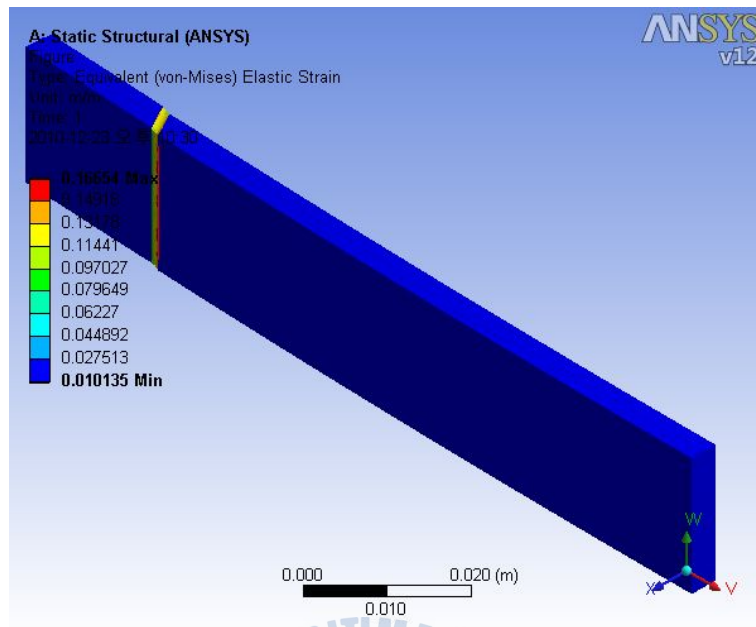
그림 27에서 각 레이어에 작용하는 하중의 분포를 나타내고

있다.

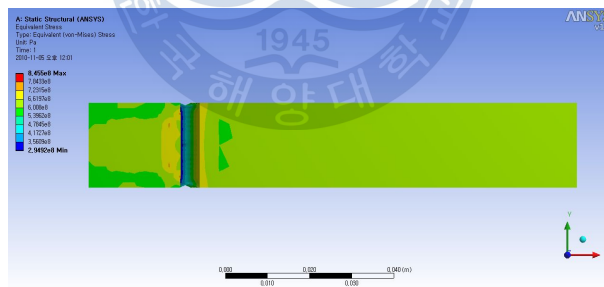
하중이 작용하였을 때 모든 레이어에서 스카프가공된 면에 집중적으로 응력이 작용하는 것을 알 수 있다. 이는 보수된 부위가 응력집중부로 작용하여 여전히 취약부위로 남게되는 것을 알 수 있다.



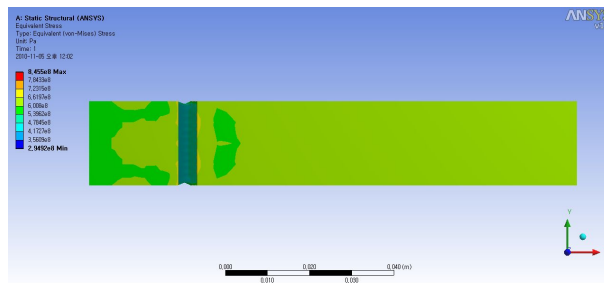
(a) Equivalent stress



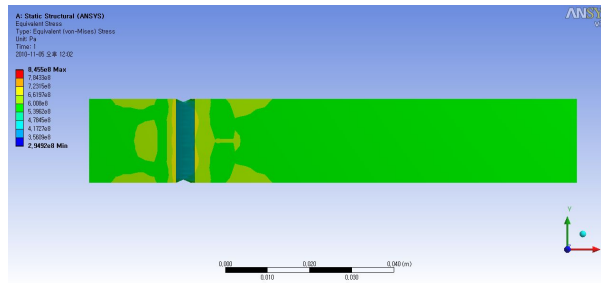
(b) Max. shear stress
Fig. 26 Result of the FEM



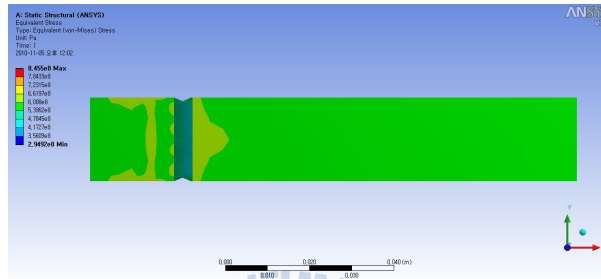
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

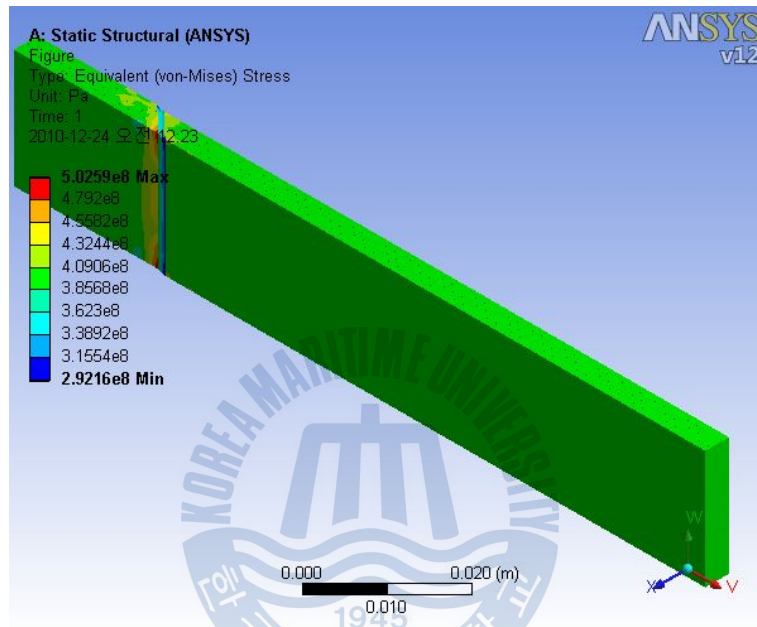
Fig. 27 Stress distribution on the each layers

(2) 스카프 앵글 45°

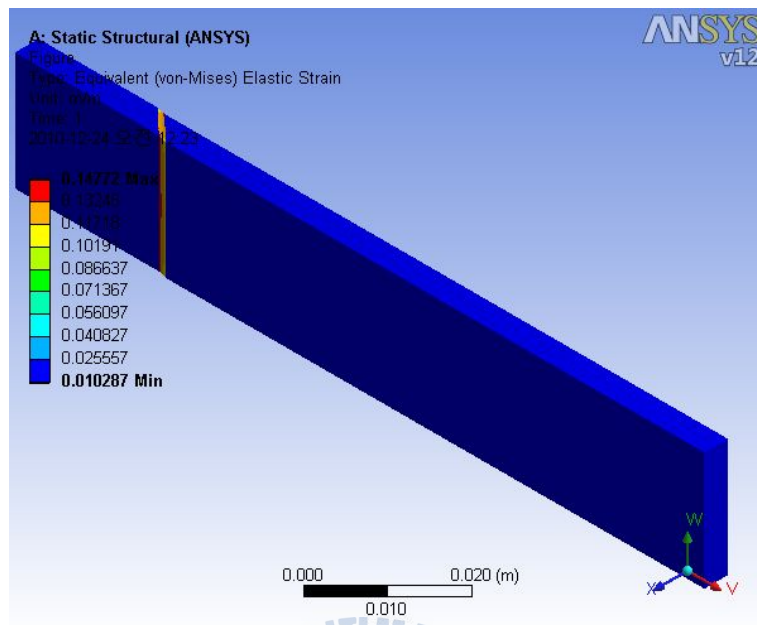
그림 28에 스카프 앵글 45°에 대한 해석결과를 보여주고 있다. 스카프 앵글 45°의 경우 스카프 앵글 60°에 비하여 보수 부위에 대한 응력집중은 줄어들었으나 여전히 접착된 부위에서 응력이 집중되어있어 효과적인 보수가 이루어졌다고 판단하기 어렵다. 또한 하중이 라미네이트에 충분하게 분산되지 않은 점에서 보수로 인한 강도회복이 충분하지 않은 것을 알 수 있다.

하중이 작용하였을 때 여전히 모든 레이어에서 응력이 충분하게 분산되지 않고 있는 것을 알 수 있다. 스카프 앵글 45°

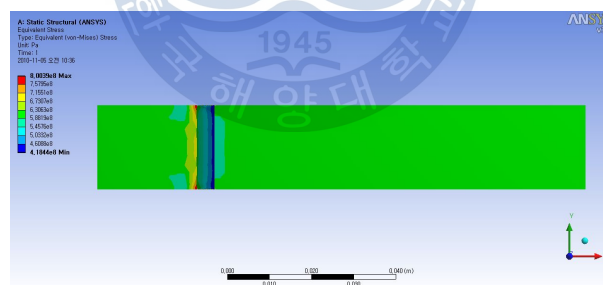
에 비하여 전체적으로 낮은 응력수준을 유지하고 있지만 보수 부위는 여전히 응력집중으로 인한 취약부위로 남아있기 때문에 충분한 강도회복을 기대하기 어려운 상황임을 알 수 있다.



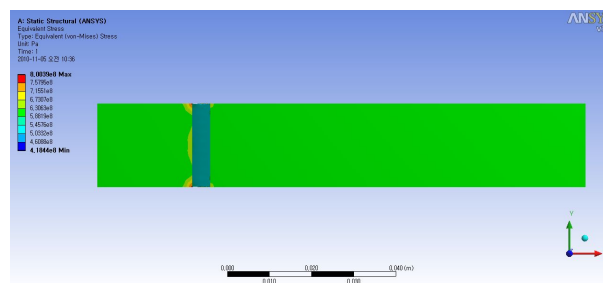
(a) Equivalent stress



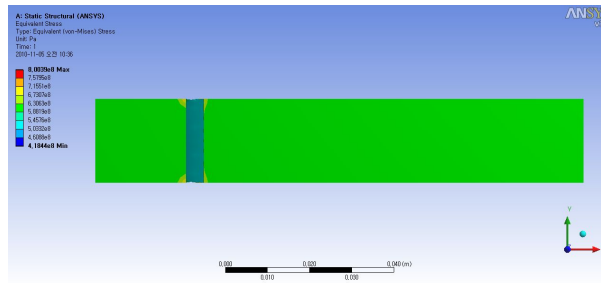
(b) Max. shear strain
 Fig. 28 Result of the FEM



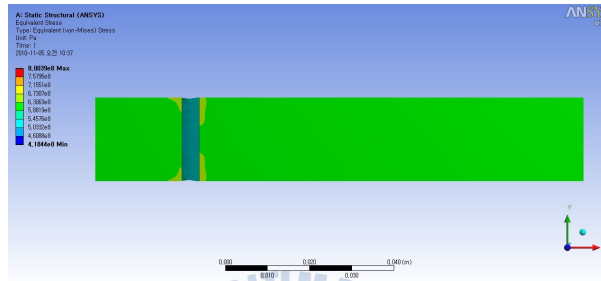
(a) top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

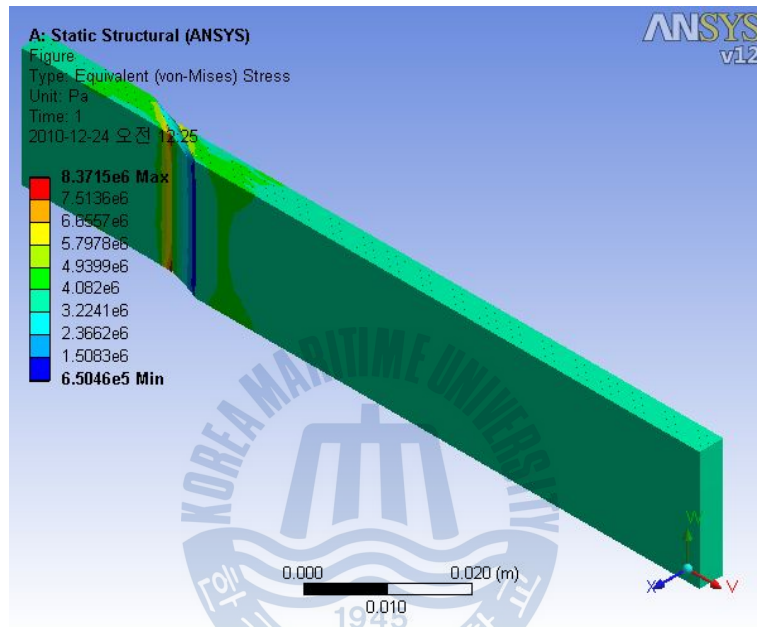
Fig. 29 Stress distribution on the each layers

(3) 스카프 앵글 30°

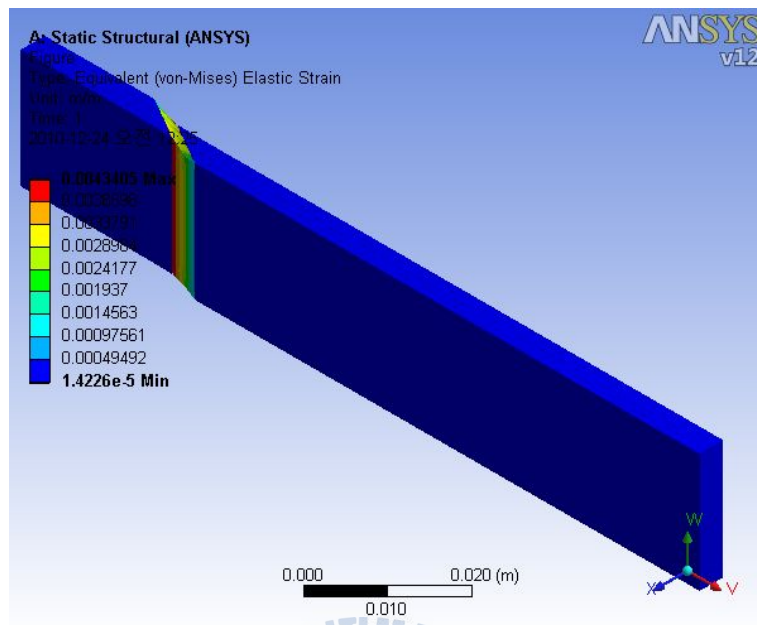
그림 30에 스카프 앵글 30°에 대한 해석결과를 보여주고 있다. 스카프 앵글 30° 부터 응력이 점점 넓은 영역에 걸쳐 분포되어 있음을 알 수 있다. 스카프 보수에 의해 응력의 분포가 넓게 분산되기는 하였으나 여전히 인장에 의한 접착제의 파괴가 발생하기 때문에 보수된 구조물의 안전성이 충분하다 보기는 어렵다.

하중이 가해졌을 때 각 레이어에 분포되는 응력을 그림 31에 나타내었다. 그림 31에서 레이어 각각에 작용하는 응력 또한

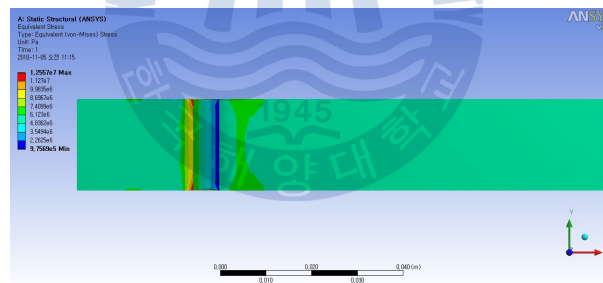
보수 부위 주변으로 확장되어 있음을 알 수 있다. 그러나 응력이 분산된 영역이 보수 부위 주변에 제한되어 있기 때문에 응력이 집중되어 있음을 알 수 있다.



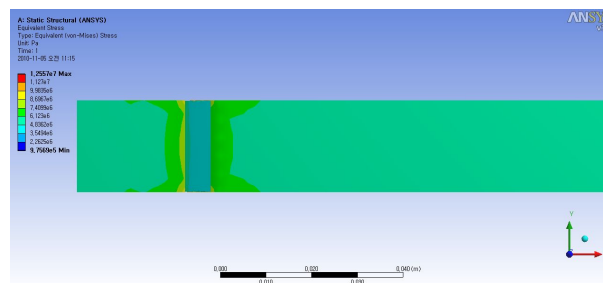
(a) Equivalent stress



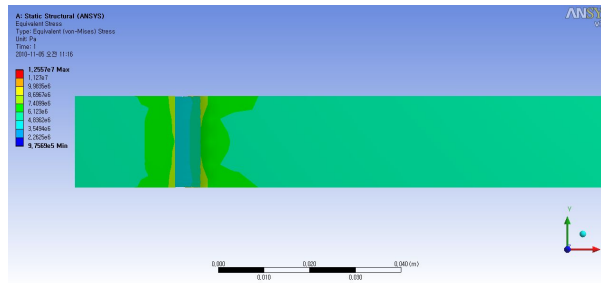
(b) Max. shear strain
 Fig. 30 Result of the FEM



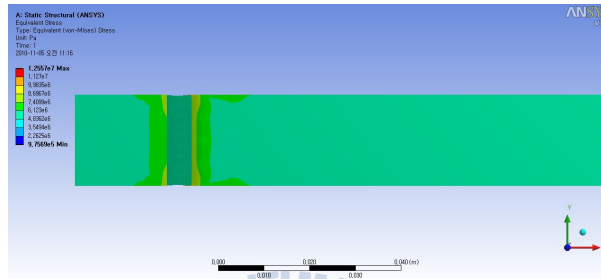
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

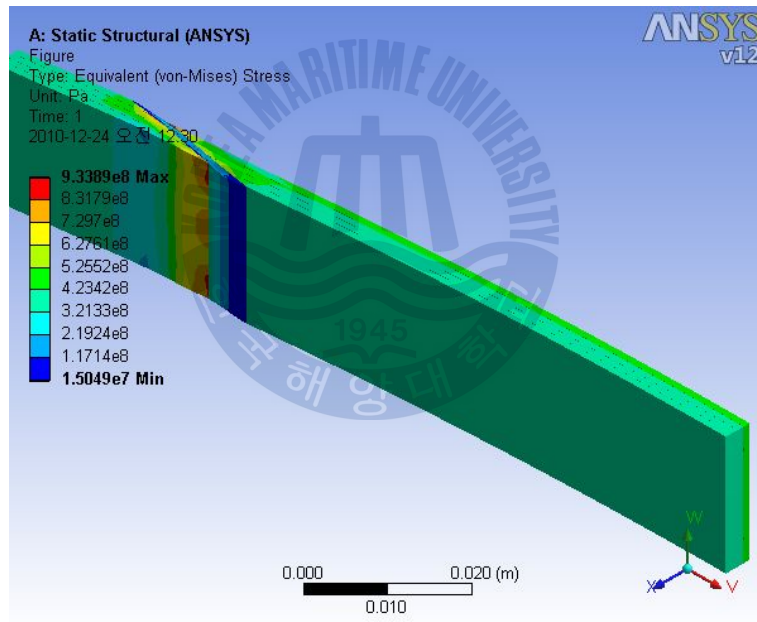
Fig. 31 Stress distribution on the each layers

(4) 스카프 앵글 15°

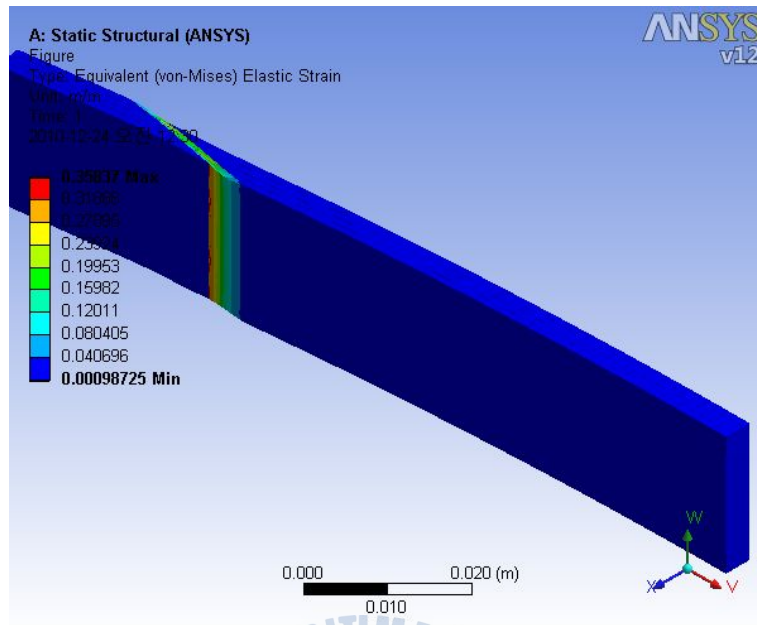
그림 32에서 스카프 앵글 15°로 보수된 경우에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 응력의 분포가 스카프 앵글 30°에 비해 넓게 분산되어 있으나 여전히 접착면에서 인장에 의한 파괴가 일어날 것으로 예상된다.

그림 33에서 레이어 각각에 작용하는 응력 또한 보수 부위 주변으로 확장되어 있음을 알 수 있다. 스카프 앵글 30°의 경우와 유사한 양상을 나타내고 있다. 그러나 응력이 분산된 영역이 보수 부위 주변에 제한되어 있기 때문에 응력이 집중되

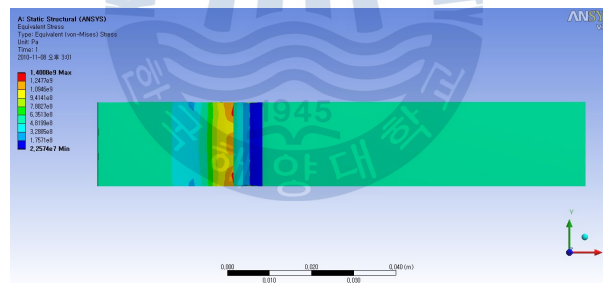
어있음을 알 수 있다.



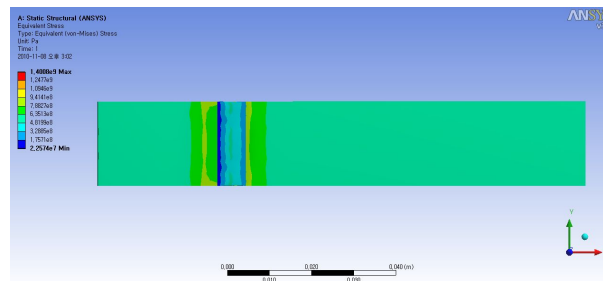
(a) Equivalent stress



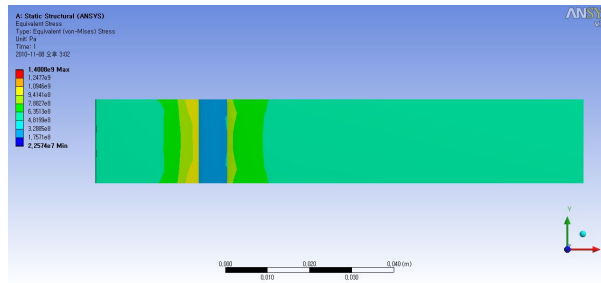
(b) Max. shear stress
Fig. 32 Result of the FEM



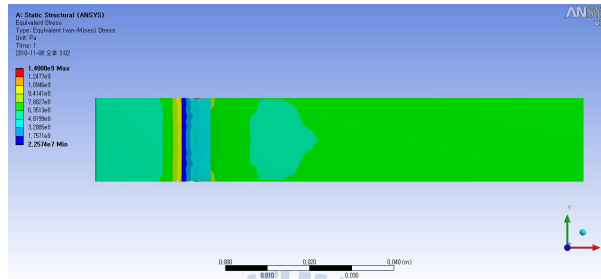
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

Fig. 33 Stress distribution of the each layers

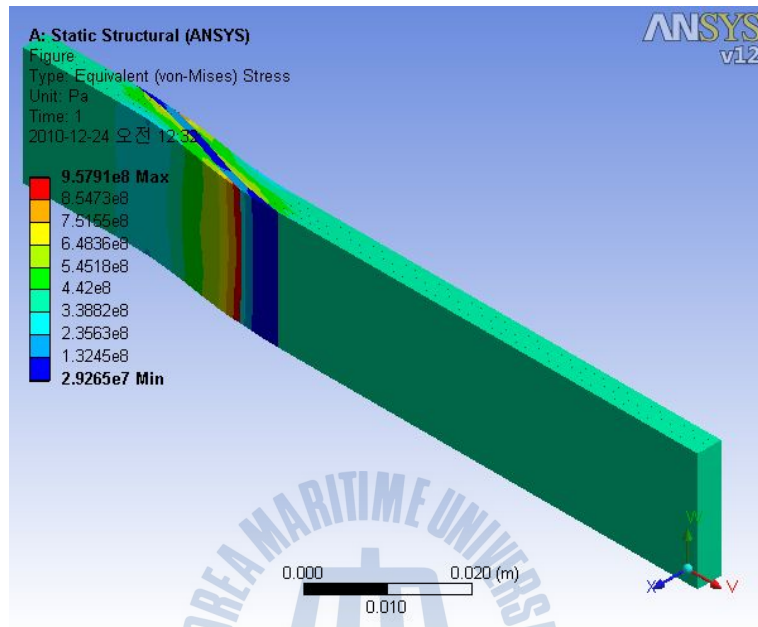
(5) 스카프 앵글 10°

그림 34에서 스카프 앵글 10° 로 보수된 경우에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 앵글 10° 에서도 보수 부위의 응력 집중이 분산되는 것을 알 수 있으며 라미네이트에서 하중을 지지하기 시작하는 것을 알 수 있다.

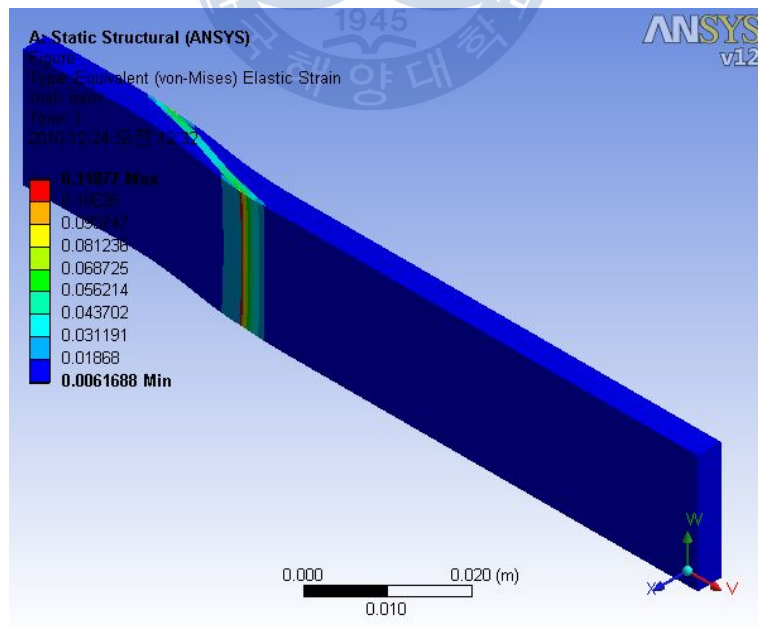
스카프 앵글 10° 의 경우 각 레이어에 작용하는 응력의 상태를 그림 35에 나타내었다.

그림 35를 보면 각각의 레이어에 작용하는 응력의 분포를 알 수 있다. 전체적인 응력수준이 낮아진 것을 알 수 있으며

넓은 구간에 걸쳐 응력이 분산된 것을 확인할 수 있다.

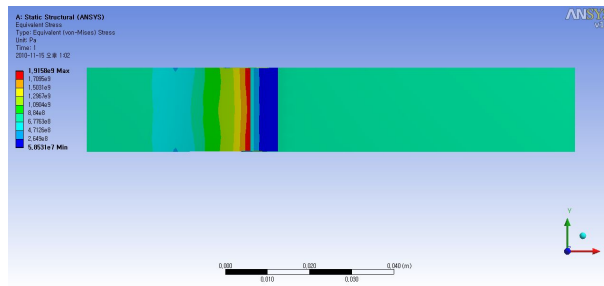


(a) Equivalent stress

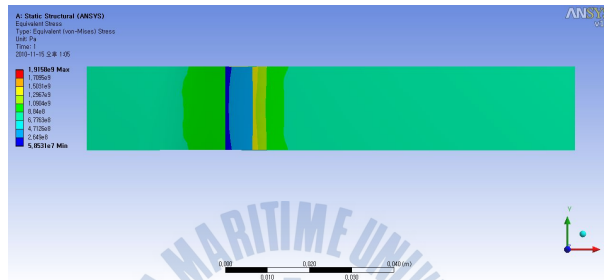


(b) Max. shear stress

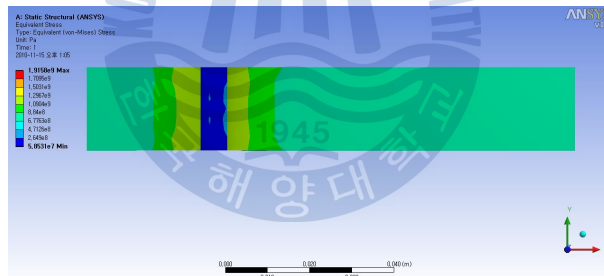
Fig. 34 Result of the FEM



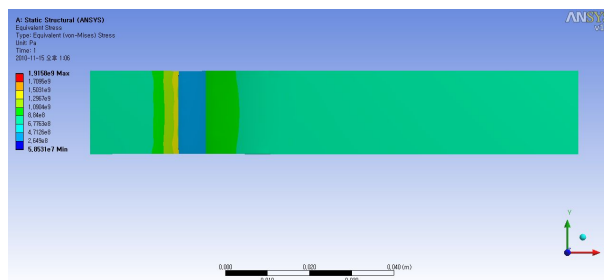
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(C) 2nd ply



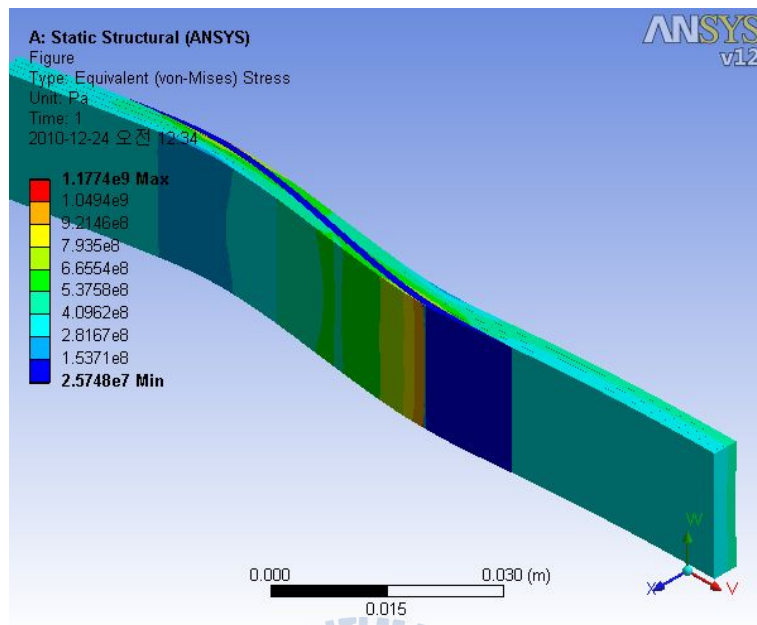
(d) 1st ply

Fig. 35 Stress distribution of the each layers

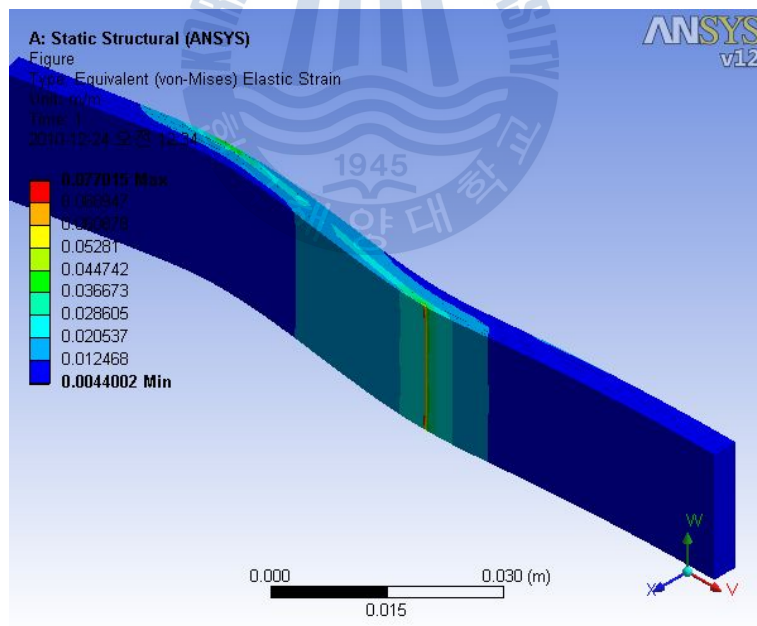
(6) 스카프 앵글 5°

그림 36에서 스카프 앵글 5° 로 보수된 경우에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 앵글 5° 에서도 보수 부위의 응력 집중이 분산되고 있으며 라미네이트가 하중을 지지하는 범위가 현저하게 커진 것을 알 수 있다. 충분히 넓은 영역에 분산된 응력분포와 라미네이트에 부가된 하중으로 스카프 보수 시에 스카프 앵글 5° 내외로 가공하는 것이 가장 효과적일 것으로 생각된다. 스카프 앵글이 5° 이하일 경우 더 우수한 효과를 낼 수 있는 가능성은 있지만 현실적으로 가공이 어렵고 효율성 측면에서 의미가 없다고 할 수 있다.

그림 37에 각각의 레이어에 대한 응력 분포를 나타내고 있다.

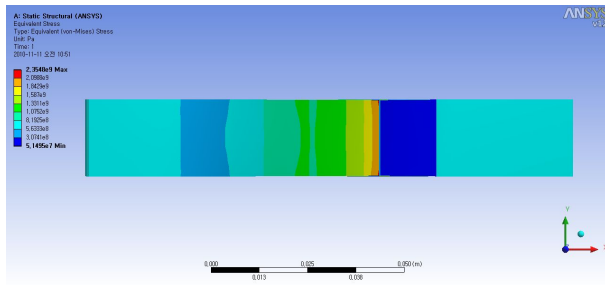


(a) Equivalent stress

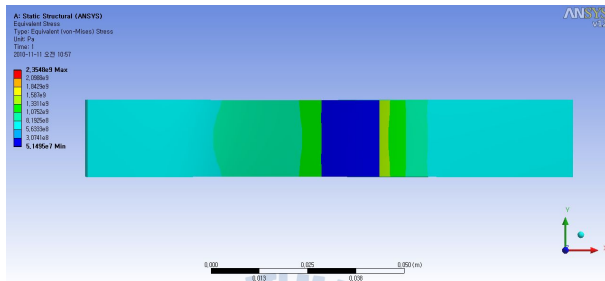


(b) Max. shear stress

Fig. 36 Result of the FEM



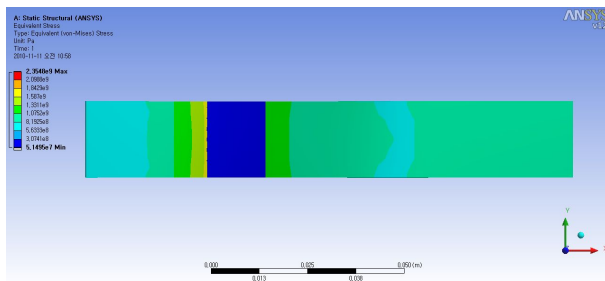
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

Fig. 37 Stress distribution of the each layers

5. 결과 및 고찰

해석에 의해 얻어진 결과값을 정리하면 그림 38 과 그림 39와 같다.

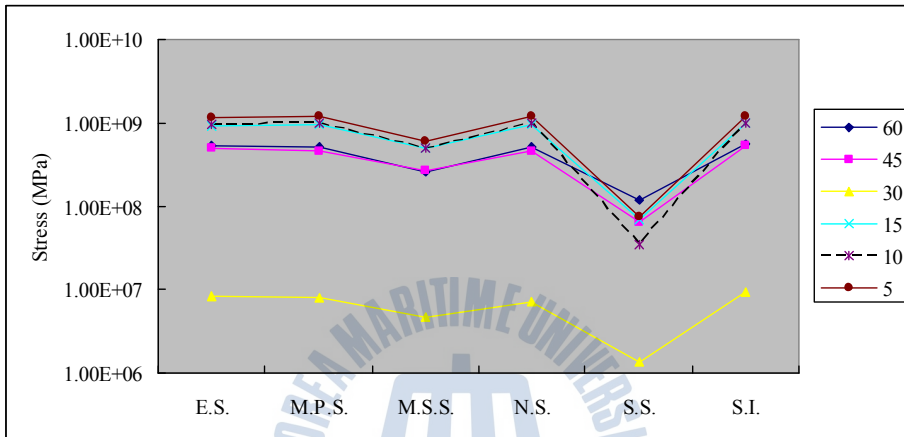


Fig. 38 Stress values

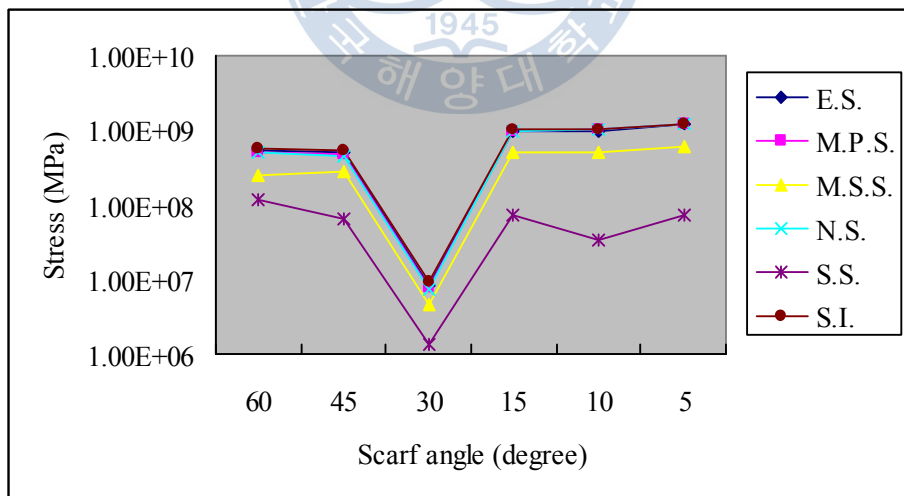


Fig. 39 Relation between scarf angle and stress

그림 38, 39에서 스카프 앵글에 따른 E.S.(상당응력;

Equivalent stress), M.P.S.(최대 주응력; Max. principal stress), M.S.S.(최대 전단응력; Max. shear stress), N.S.(수직응력; Normal stress), S.S.(전단응력; Shear stress), S.I.(응력도; Stress intensity) 값을 알 수 있다. 스카프 앵글 30° 를 제외하면 스카프 앵글이 낮아질수록 Von-Mises의 항복조건에 상당하는 응력이 높아지고 전단응력은 낮아지는 경향을 보이고 있다. 일반적으로 Von-Mises 항복조건은 등방성 재료에 사용되며 방향성을 가지고 적층된 재료인 복합재료의 경우 Tsai-Hill, Tasi-Wu 항복조건 등을 사용하게 된다. 그러나 본 논문에서는 섬유의 X, Y 방향에 대한 방향성은 고려하지 않았으며, 적층된 재료를 solid로 구현하였기 때문에 등방성이라 할 수 있기 때문에 Von-Mises의 항복조건을 적용하였다.

그림 40에 스카프 앵글에 따른 N.S.와 M.P.S., S.S.와 M.P.S., M.S.S.와 M.P.S.의 비를 퍼센트로 비교하였다. 이 그래프에서 스카프 앵글 30° 에서 최대 주응력에 대한 전단응력의 비는 높고, 최대 주응력에 대한 수직응력의 비는 낮아지는 것을 볼 수 있다. 스카프 앵글 30° 에서 전단응력의 비율이 높아지고 수직응력의 비율이 낮아지기 때문에 Von-Mises 항복조건에 상당하는 응력이 낮게 나타나는 것으로 보여진다.

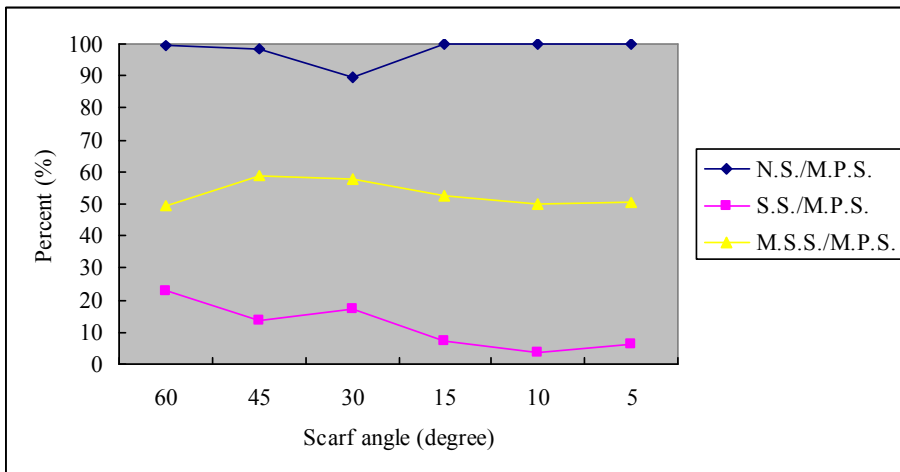


Fig. 40 Stress ratio on the each scarf angle

그림 41에서 스카프 앵글에 따른 수직응력과 전단응력의 비를 알 수 있다. 스카프 앵글이 낮아짐에 따라 높아지는데 스카프 앵글이 10° 일 경우 가장 높은 값을 나타내고 있다.

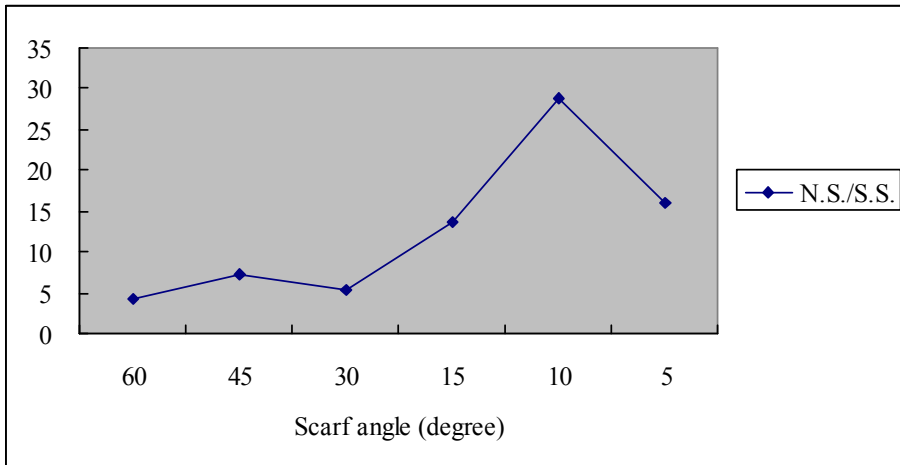


Fig. 41 Relation between N.S./S.S. and scarf angle



6. 결론

본 장에서는 스카프 보수법에서 스카프 앵글에 따른 응력의 분포와 여러가지 응력값을 살펴보았다. 이를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 스카프 앵글이 큰 경우 패치보수법과 유사하게 구조물에 작용하는 인장력에 의하여 수지가 파괴되는 것을 알 수 있다. 스카프 앵글이 15° 보다 높은 경우 응력, 변형율의 분포를 보면 수지에서만 파괴가 일어나고 라미네이트에서는 하중을 부담하지 않는 것을 알 수 있다.

2. 스카프 앵글이 5° 에 이르렀을 때 구조물에 작용하는 하중을 라미네이트에서 충분히 부담하는 것을 응력, 변형율의 분포에서 알 수 있다.

3. 스카프 앵글이 낮아질 수록 Von-Mises 항복조건에 상당하는 응력이 높아지는 것을 알 수 있다.

4. 스카프 앵글 30° 에서 예외적으로 낮은 응력값들을 보이고 있는데 이것은 구조물에 작용하는 전단응력의 비율이 높아지고 수직응력의 비율이 낮아지기 때문인 것으로 사료된다.

5. 구조물의 파괴를 판정하는 기준으로 삼을 수 있는 Von-Mises 상당응력은 5° 에서 가장 높은 값을 나타내고 있다.

스카프 앵글이 5° 보다 적은 경우 가공의 난이도나 효율성 측면에서 특별한 장점을 찾기가 어려다는 문제점이 있다. 따라서 스카프 보수를 수행할 시 스카프 가공을 위한 앵글은 5° 가 가장 효과적인 것으로 사료된다.

제4장 불연속 간격과 강도회복

1. 서론

스텝 보수법은 복합재료 보수기법 중에 가장 효과적인 강도 회복 성능을 보여주는 성형기법으로 건전한 구조물과 유사한 수준의 성능을 구현할 수 있는 보수기법으로 알려져 있다.[19] 현재 스카프 보수법에 대한 연구는 해외에서 다수 행해지고 있으나 스텝보수법에 대한 연구는 찾아보기 힘든 상황이다. 이러한 이유로 본 논문에서는 스텝보수법에 있어서 각 스텝의 간격 즉 불연속 간격의 영향에 따른 복합재료 구조물의 강도 회복에 대하여 알아보고자 하였다.

스텝보수법에 있어서 각 층 간의 간격에 따라 스카프보수법의 스카프 앵글과 같은 영향을 받을 수 있다. 뿐만 아니라 각 층 간의 간격으로 인하여 연속성이 끊어진 부분이 분포하는 간격이 결정되기 때문에 구조물에 가해지는 하중을 특정 부위에서 집중적으로 받거나 넓은 영역에 나누어 받는 효과를 내게 된다. 이러한 이유로 이 장에서는 스텝보수법의 각 층간의

간격을 달리하여 구조물에 작용하는 응력의 상태가 어떠한지 살펴보고자 하였다.

해석을 수행하기 위하여 사용한 glass/epoxy 라미네이트 및 접착제의 기계적 물성은 앞장에서 사용한 값을 적용하였다.



2. FE 모델

스텝보수법에있어서 보수된 층간의 간격에 따른 응력의 상태를 알아보기 위하여 2mm, 14mm까지 2mm 단위로 구분하여 해석을 수행하기로 하였다. 또한 앞 장에서와 마찬가지로 해석의 효율성을 위하여 스텝보수된 부위의 한쪽 부분만 구현하여

해석을 수행하였다. CATIA V5 R17을 이용하여 3차원 모델을 solid로 구현하였으며 Ansys V12 workbench를 이용하여 해석을 수행하였다. 접착제와 라미네이트 간의 접착은 완전한 것으로 가정하여 접촉에 대한 경계조건은 bonded contact로 설정하였다.

해석에 사용된 장비는 델(Dell)사의 프리시즌(Precision) R5400 모델이 사용되었으며 모델링 소프트웨어는 CATIA V5 R17, 그리고 해석 소프트웨어는 ANSYS V12 Workbench를 이용하였다.

(1) 불연속 간격 2mm

Fig. 42에서 불연속 간격 2mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5621개의 노드를 가지며 635개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 43와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa 까지 인장하중을 가하였다.

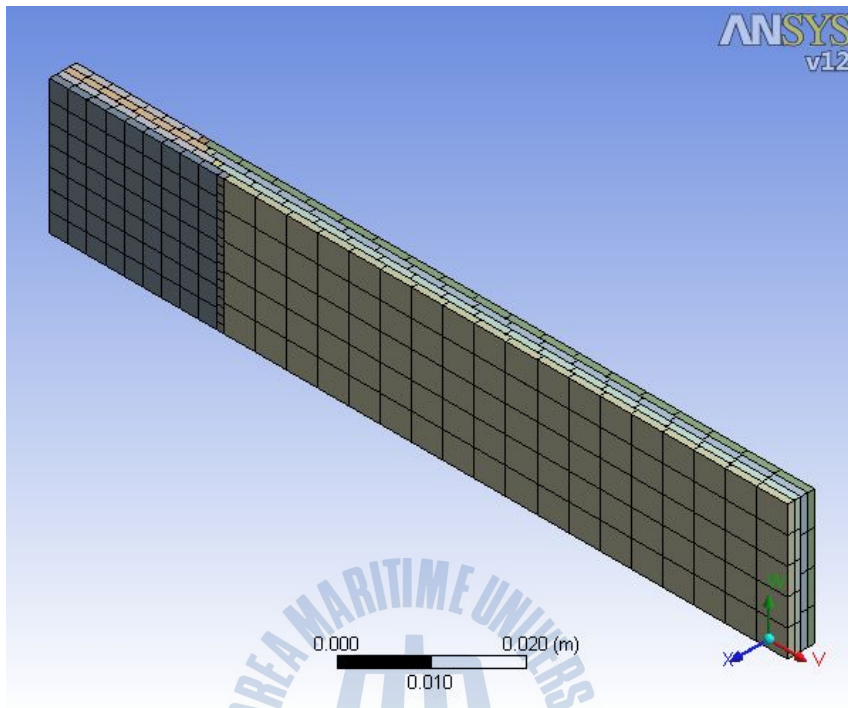


Fig. 42 FE model of the repaired structure

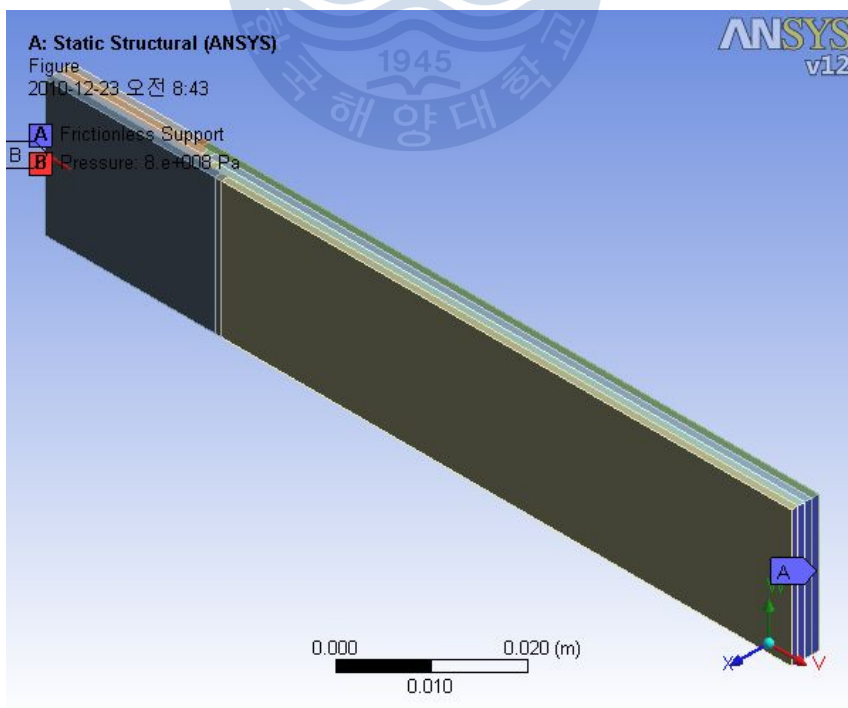


Fig. 43 Restraints of the simulation

(2) 불연속 간격 4mm

그림 44에서 불연속 간격 4mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5719개의 노드를 가지며 649개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 45와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa 까지 인장하중을 가하였다.



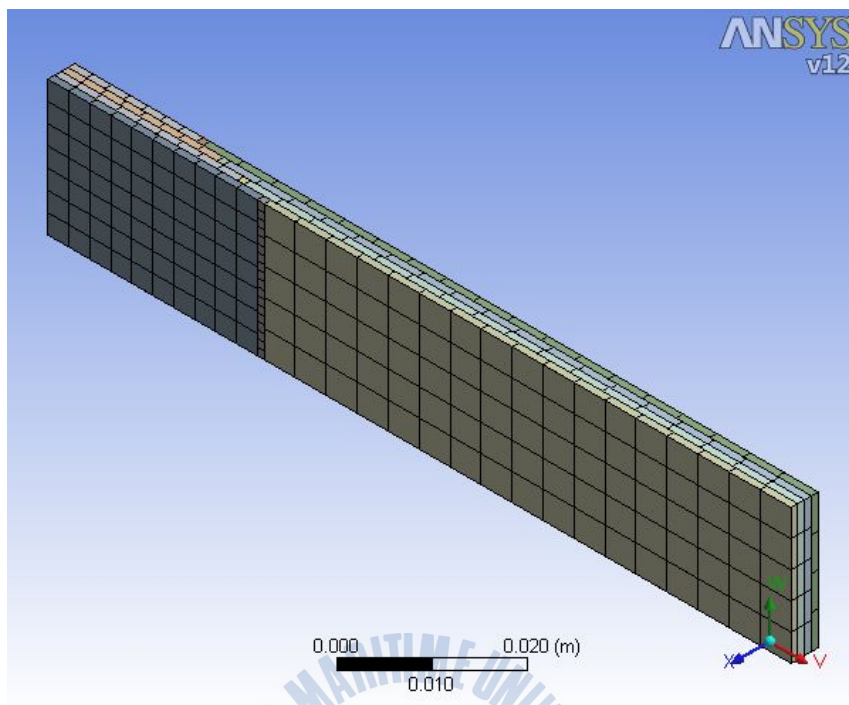


Fig. 44 FE model of the repaired structure

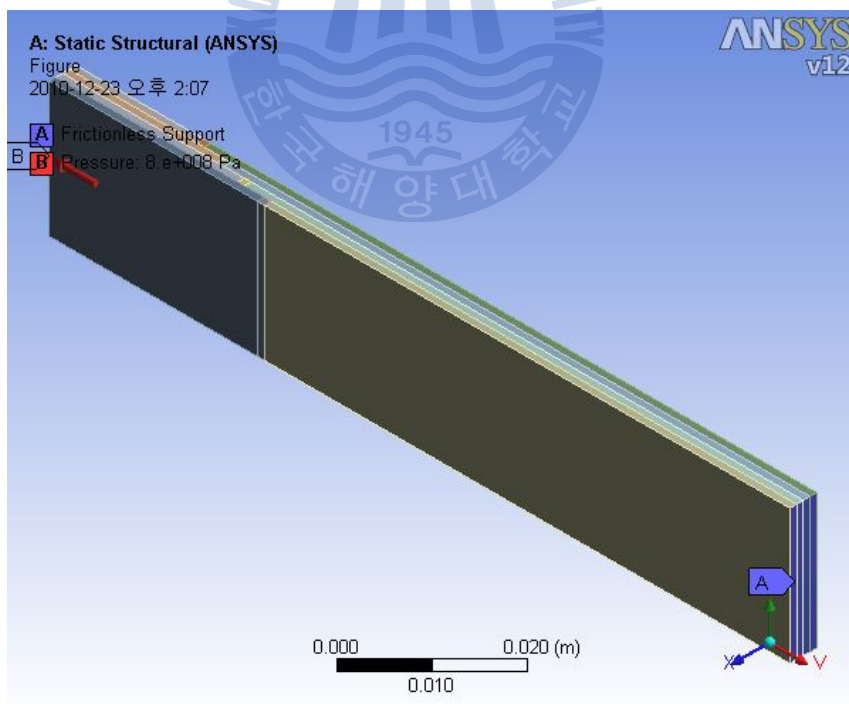


Fig. 45 Restraints of the simulation

(3) 불연속 간격 6mm

그림 46에서 불연속 간격 6mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5759개의 노드를 가지며 654개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 47과 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa 까지 인장하중을 가하였다.



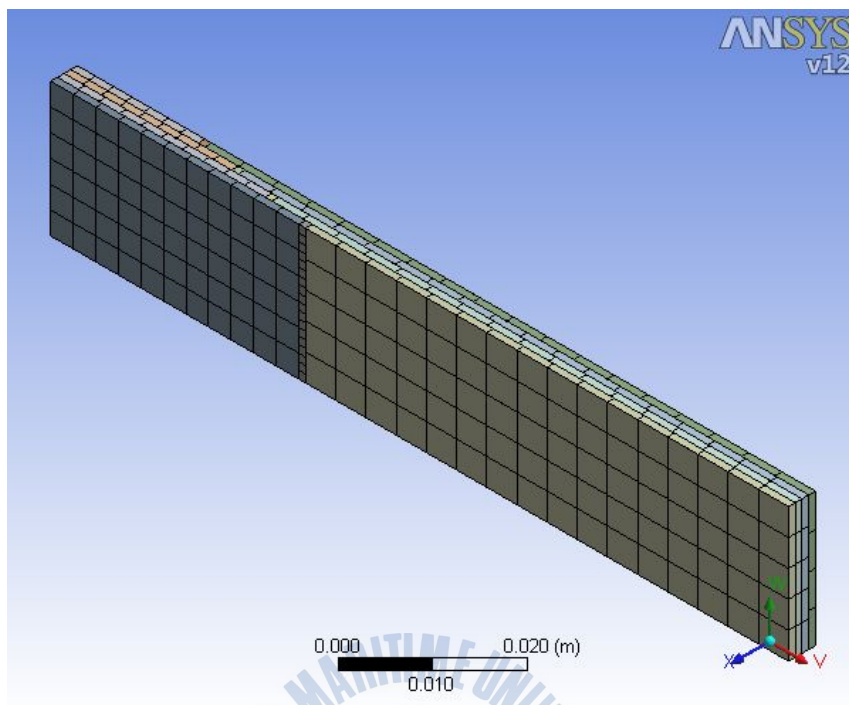


Fig. 46 FE model of the repaired structure

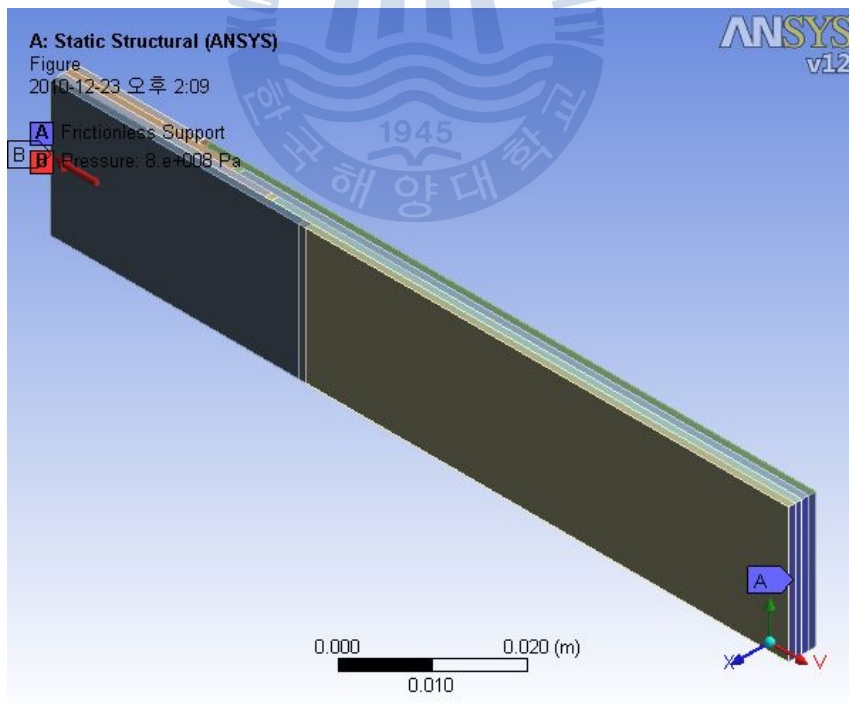


Fig. 47 Restraints of the simulation

(4) 불연속 간격 8mm

그림 48에서 불연속 간격 8mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5738개의 노드를 가지며 651개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 49와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa 까지 인장하중을 가하였다.

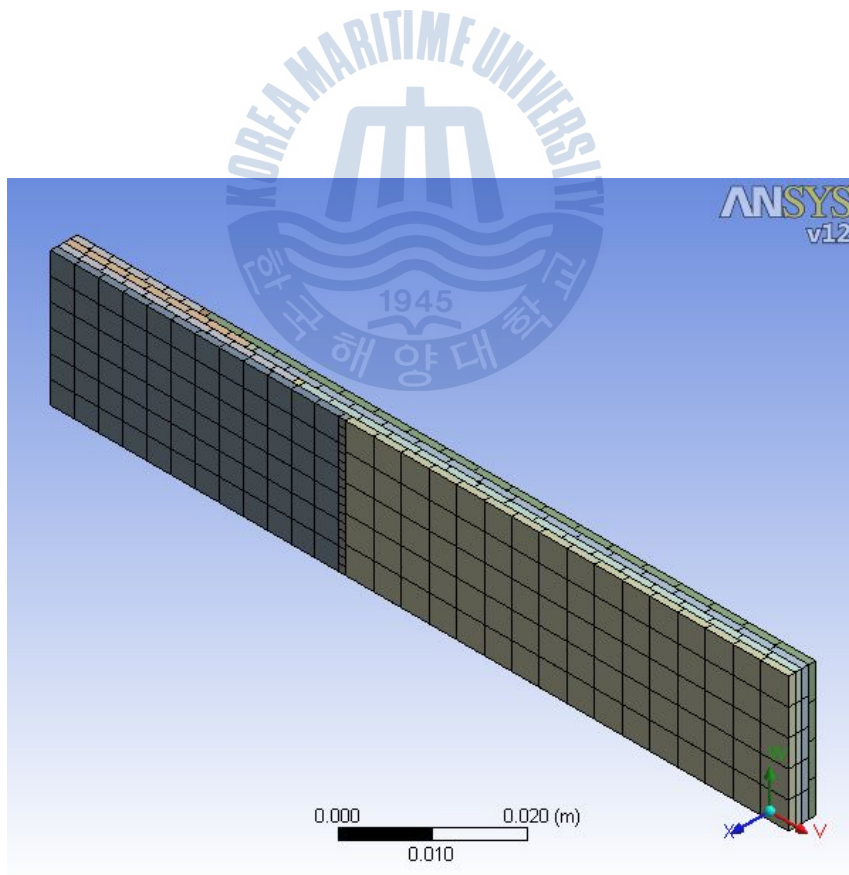


Fig. 48 FE model of the repaired structure

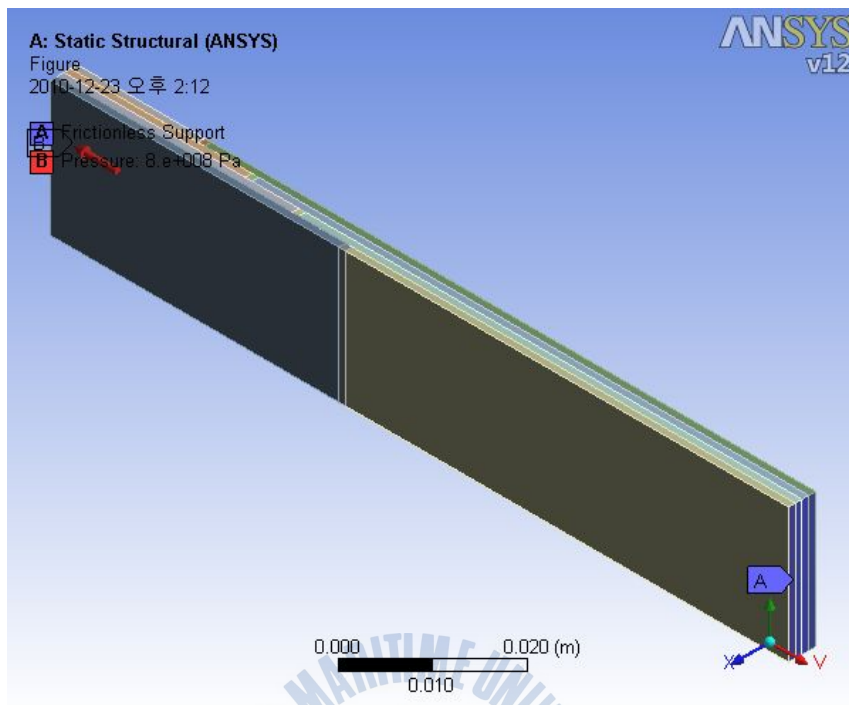


Fig. 49 Restraints of the simulation

(5) 불연속 간격 10mm

그림 50에서 불연속 간격 10mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5806개의 노드를 가지며 660개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 51과 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa 까지 인장하중을 가하였다.

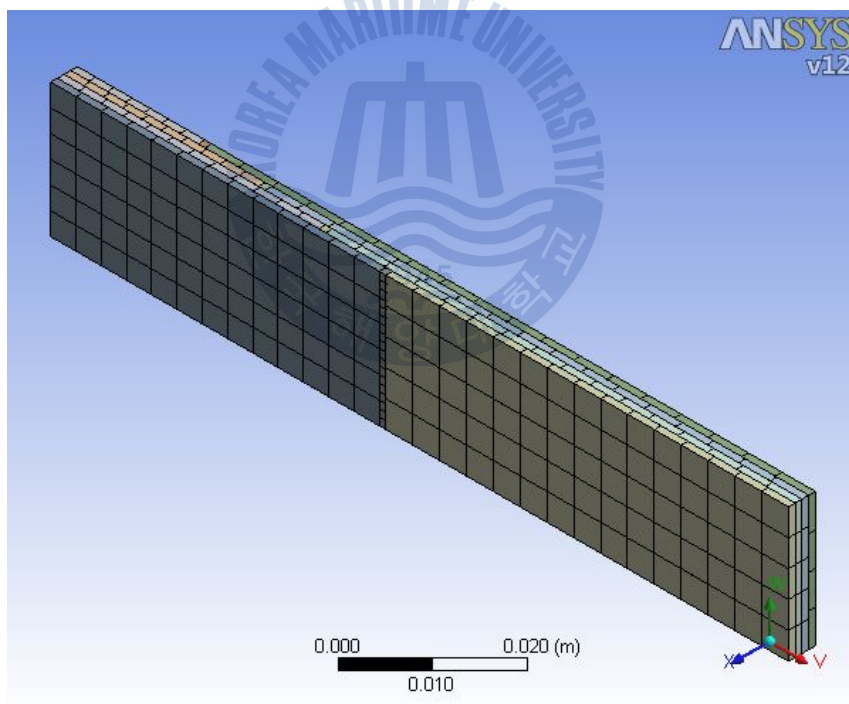


Fig. 50 FE model of the repaired structure

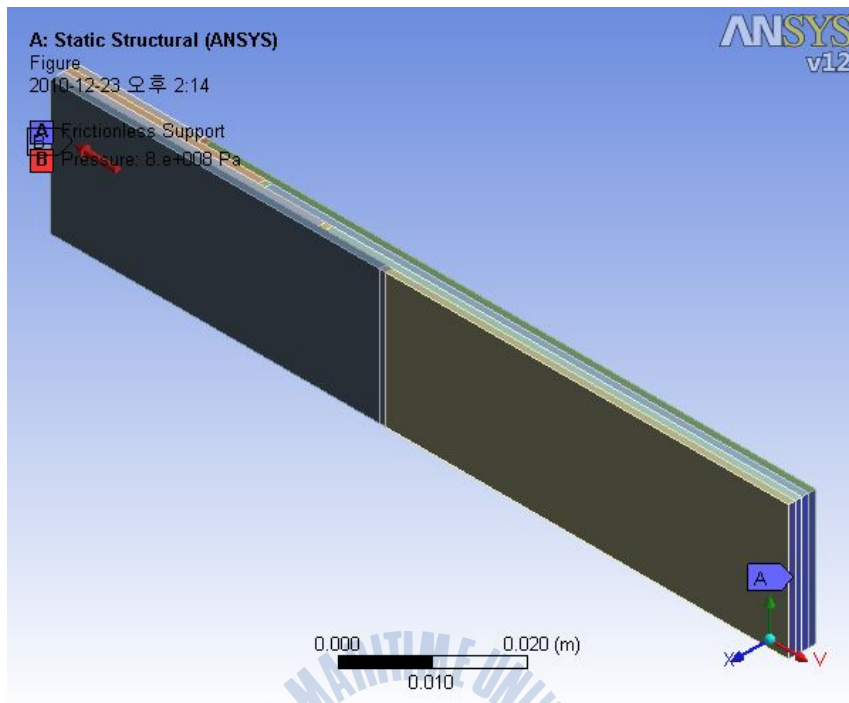


Fig. 51 Restraints of the simulation

(6) 불연속 간격 12mm

그림 52에서 불연속 간격 12mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5710개의 노드를 가지며 647개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 53와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa 까지 인장하중을 가하였다.

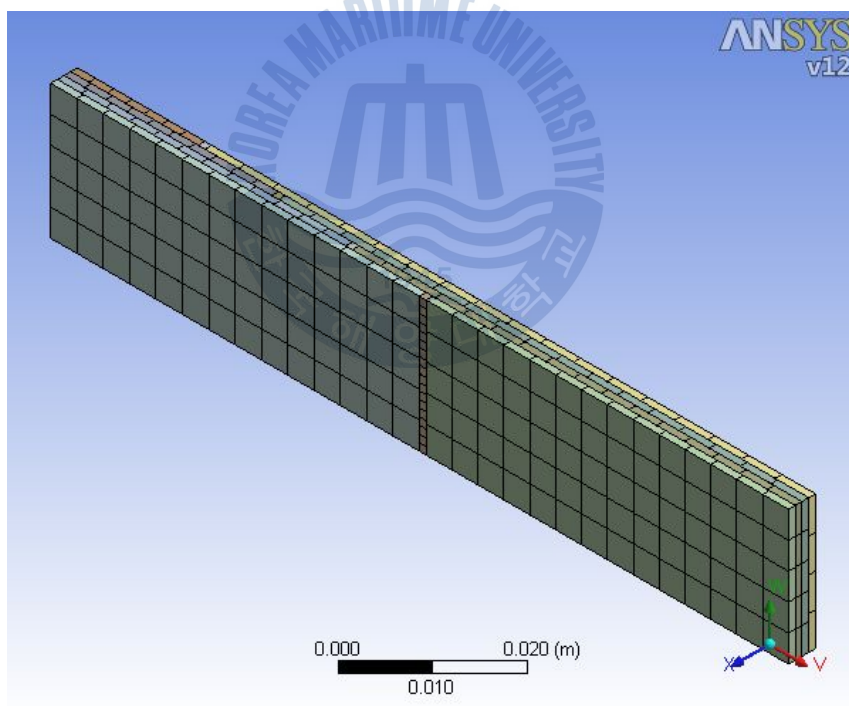


Fig. 52 FE model of the repaired structure

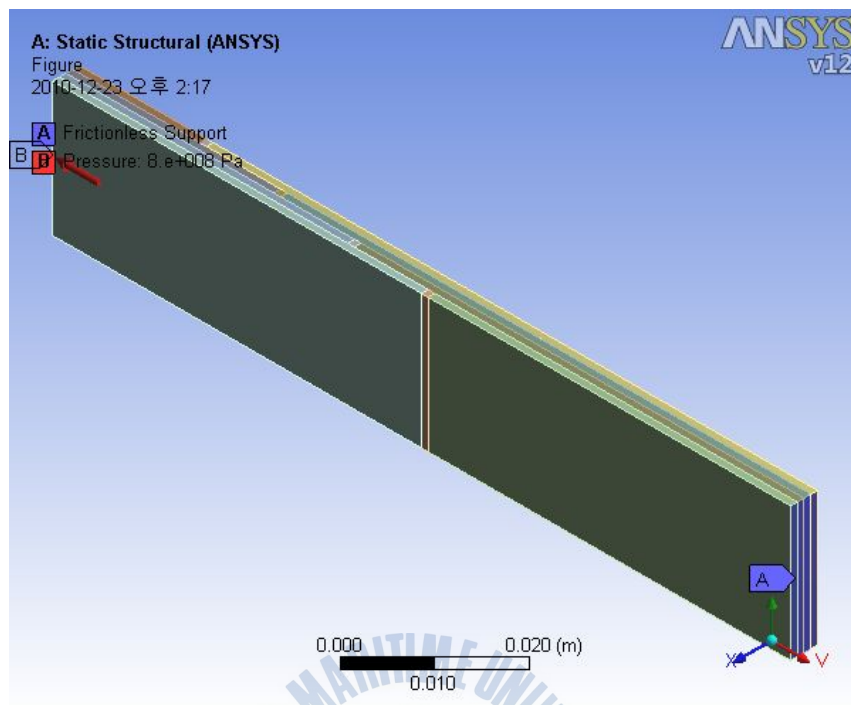


Fig. 53 Restraints of the simulation

(7) 불연속 간격 14mm

그림 54에서 불연속 간격 14mm에 대한 FE모델을 나타내었다. 5867개의 노드를 가지며 668개의 엘리먼트로 구성하였다. 보수된 라미네이트에 작용하는 구속조건은 그림 55와 같다. A 구역을 support로 고정하고 B 구역에 0~800 MPa까지 인장하중을 가하였다.

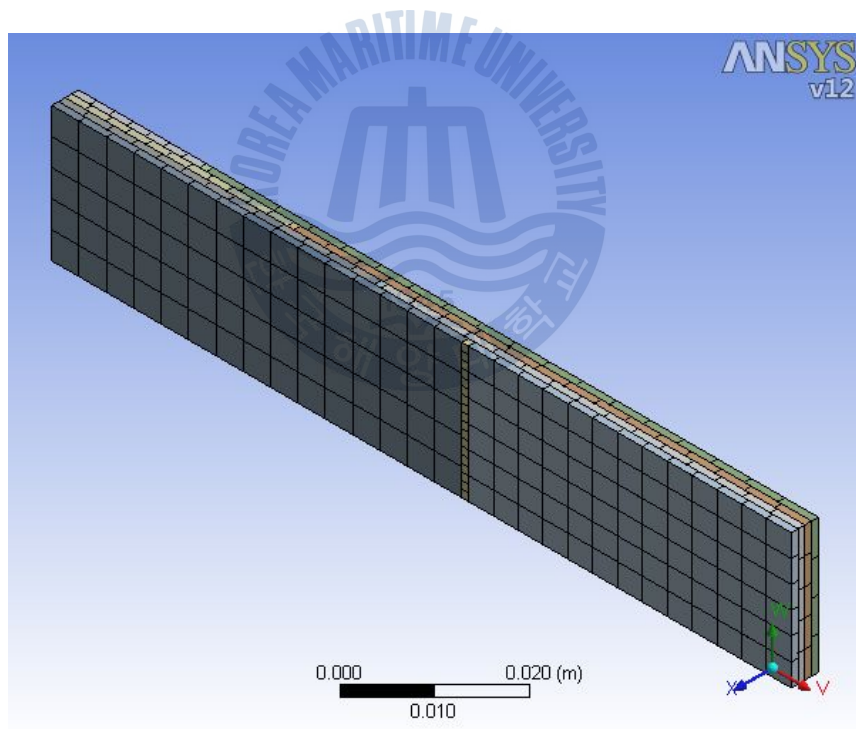


Fig. 54 FE model of the repaired structure

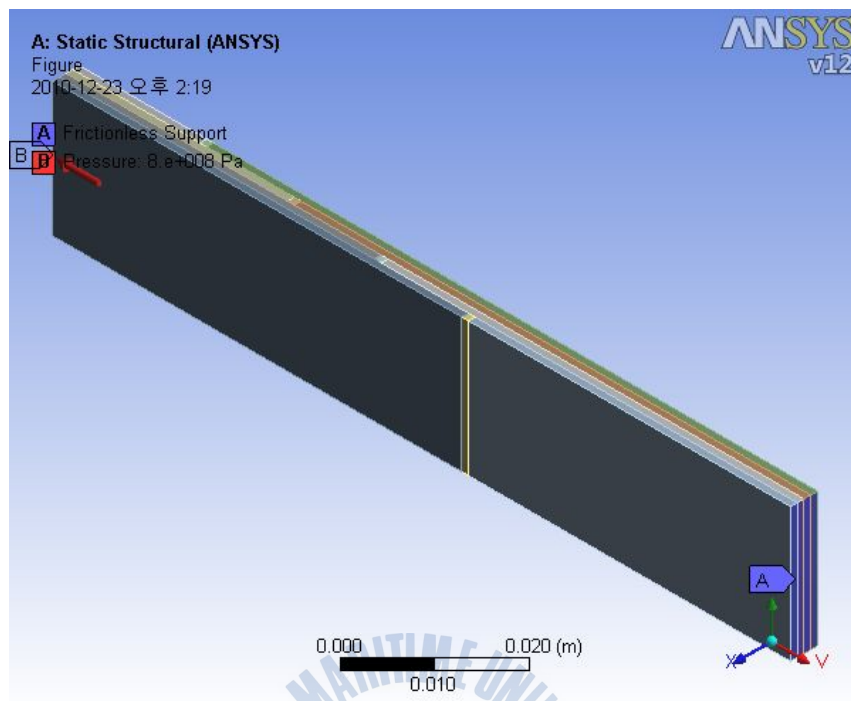


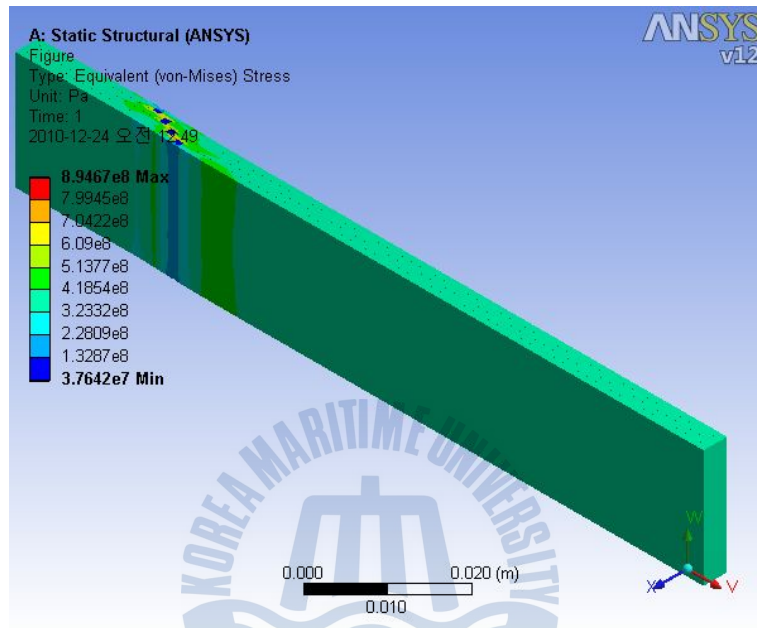
Fig. 55 Restraints of the simulation

3. 불연속 간격에 따른 응력분포

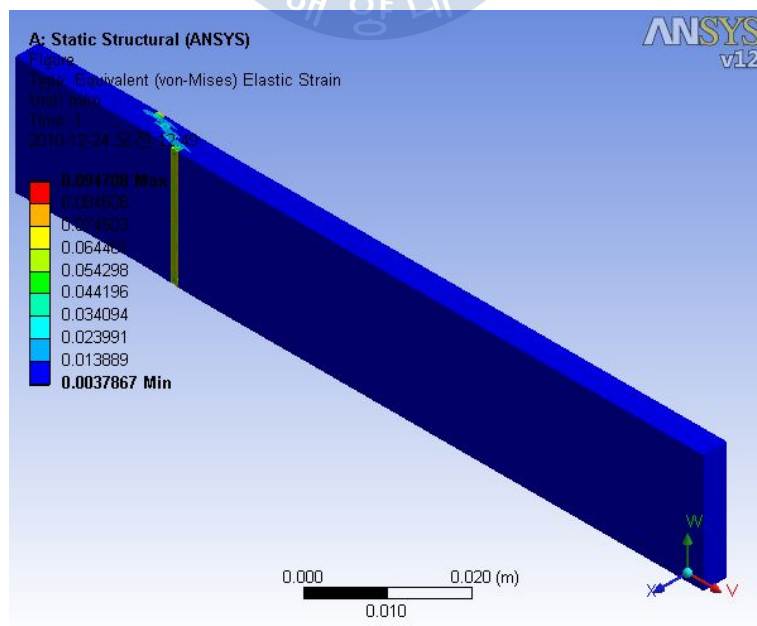
(1) 불연속 간격 2mm

그림 56에서 보수간격 2mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 57에서 각 레이어에 대한 응력의 분포를 나타내고 있다.

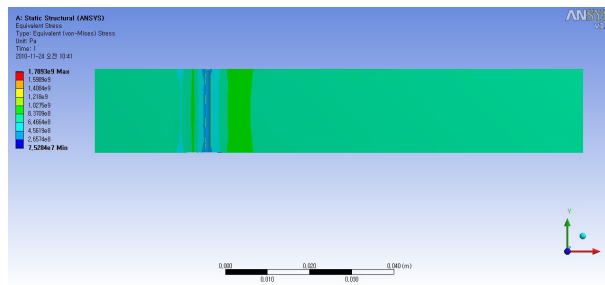


(a) Equivalent stress

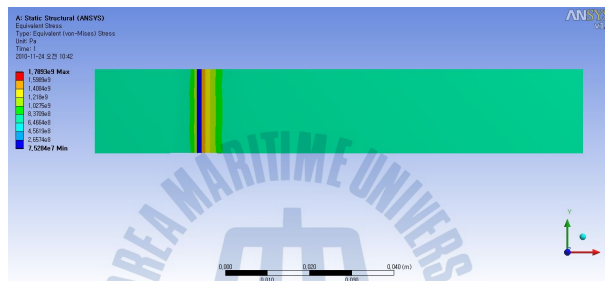


(b) Max. shear stress

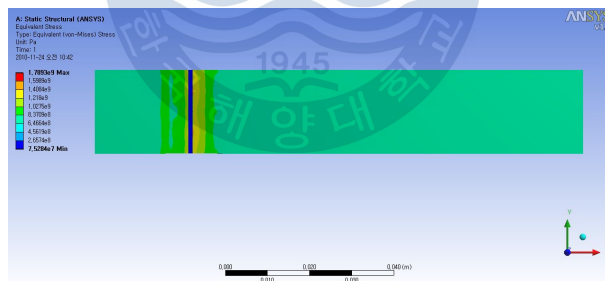
Fig. 56 Result of the FEM



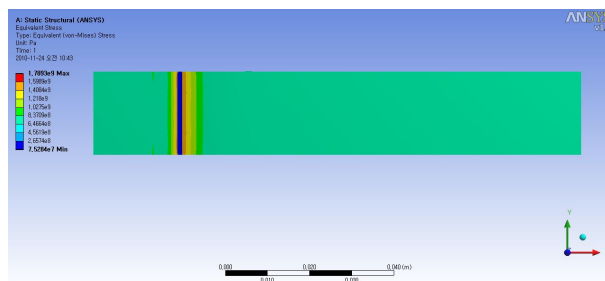
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



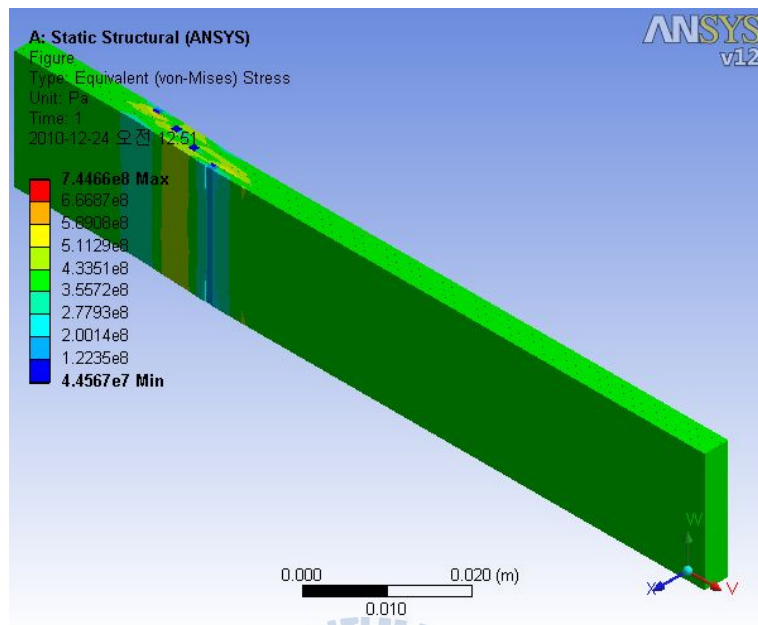
(d) 1st ply

Fig. 57 Stress distribution on the each layer

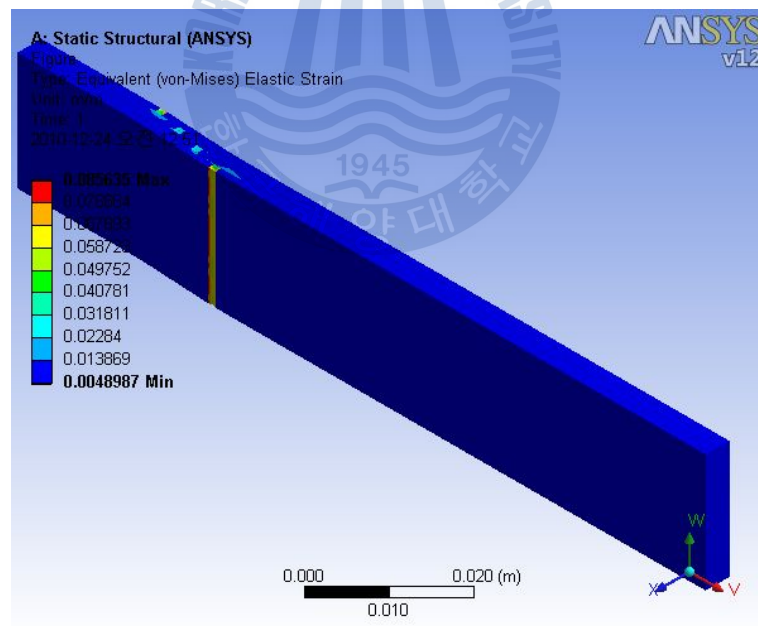
(2) 불연속 간격 4mm

그림 58에서 보수간격 4mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 59에서 각 레이어에대한 응력의 분포를 나타내고 있다.

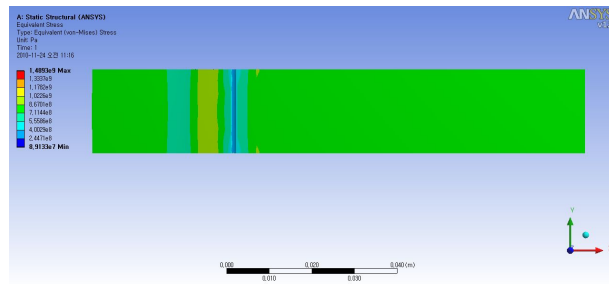


(a) Equivalent stress

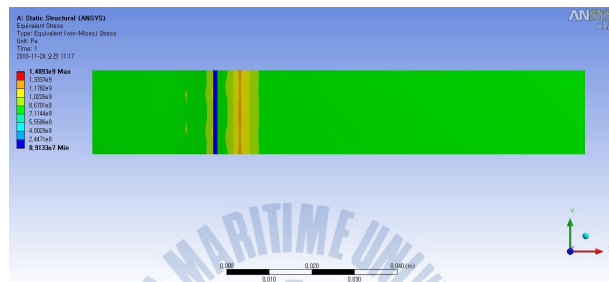


(b) Max. shear stress

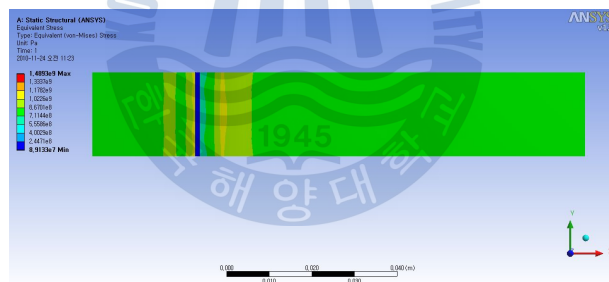
Fig. 58 Result of the FEM



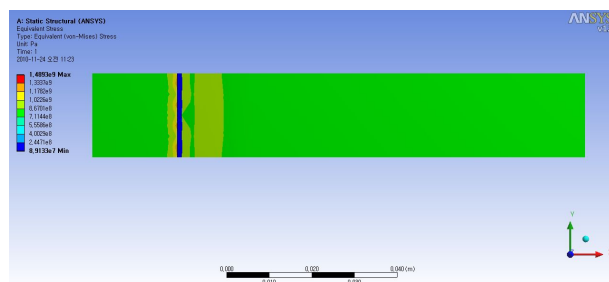
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

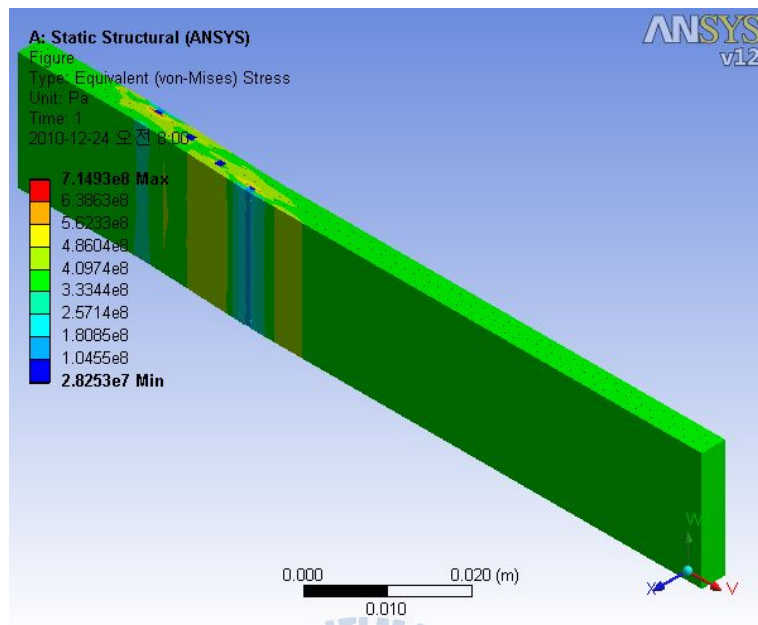
Fig. 59 Stress distribution on the each layers

(3) 불연속 간격 6mm

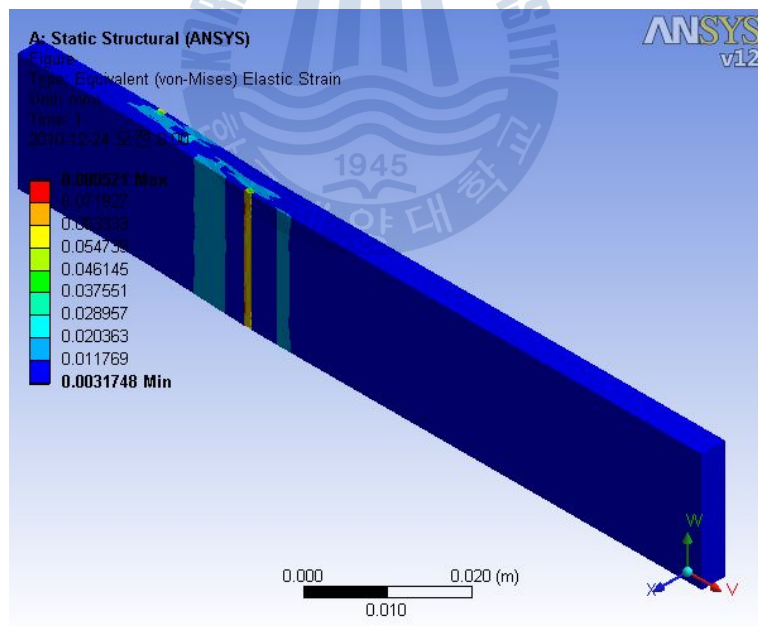
그림 60에서 보수간격 6mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 61에서 각 레이어에대한 응력의 분포를 나타내고 있다.



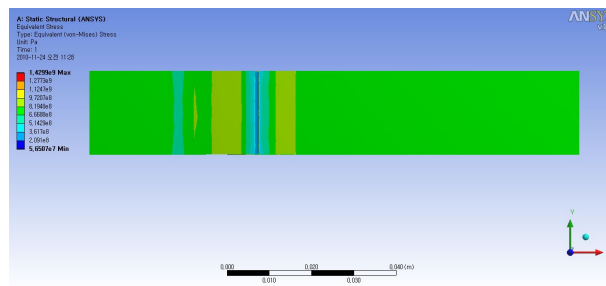


(a) Equivalent stress

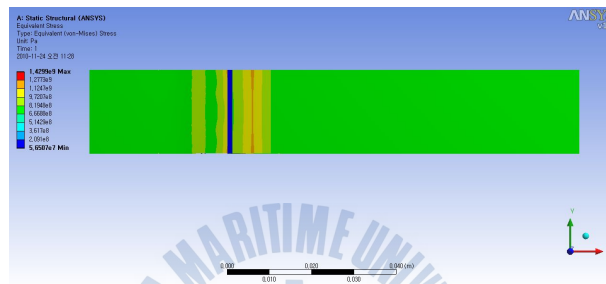


(b) Max. shear stress

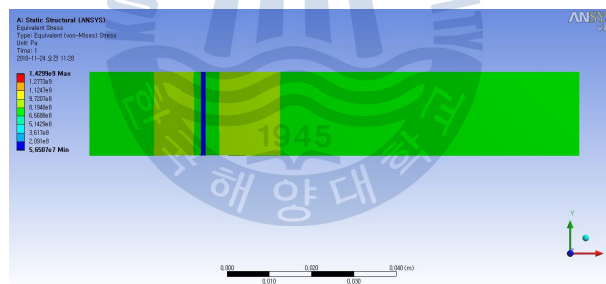
Fig. 60 Result of the FEM



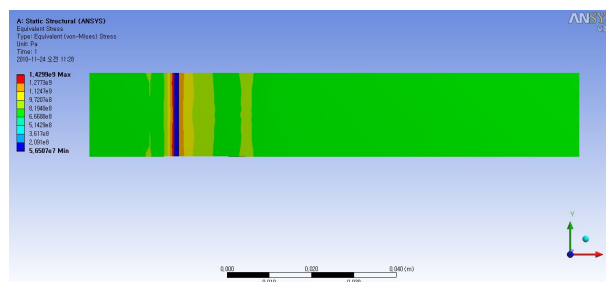
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

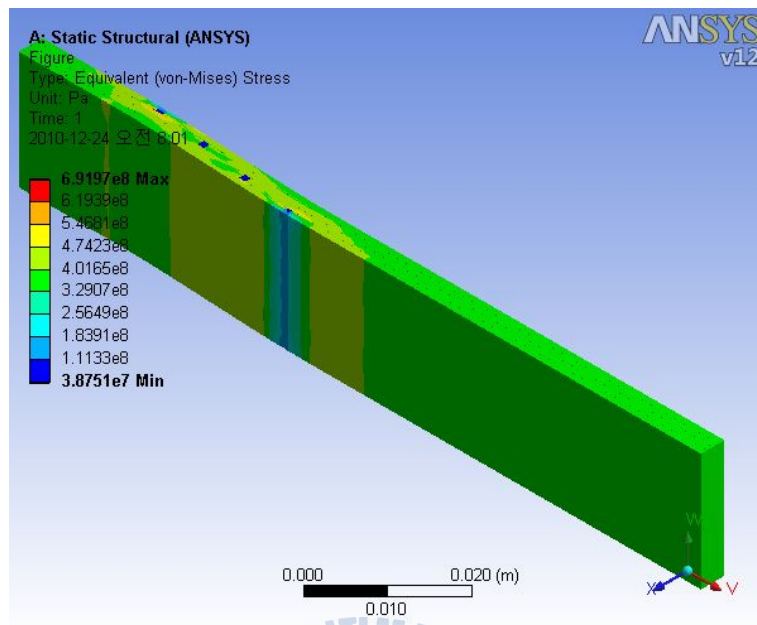
Fig. 61 Stress distribution on the each layers

(4) 불연속 간격 8mm

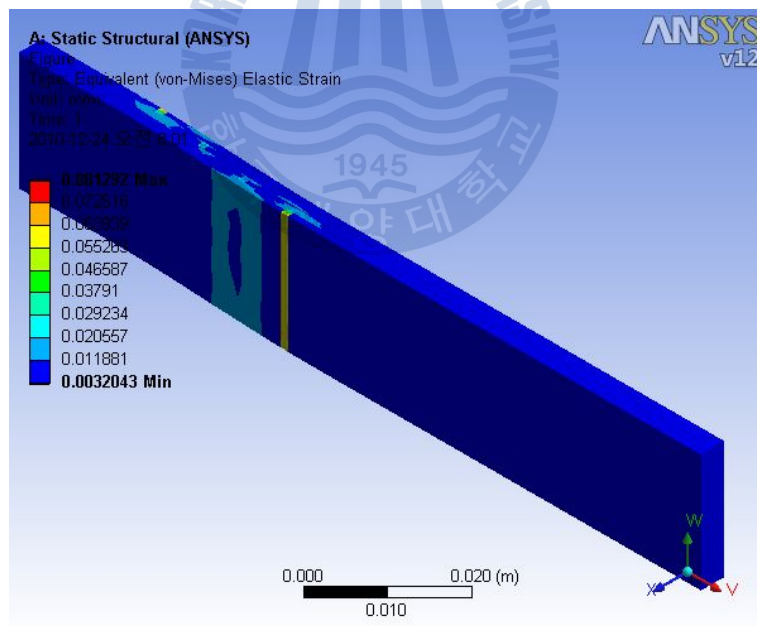
그림 62에서 보수간격 8mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 63에서 각 레이어에대한 응력의 분포를 나타내고 있다.



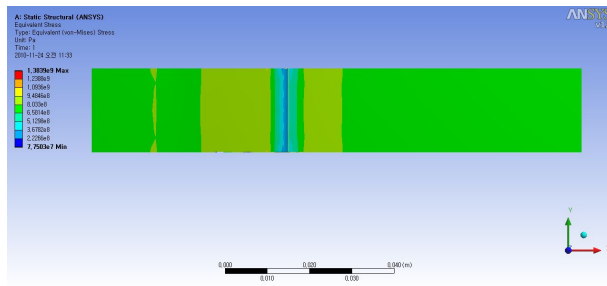


(a) Equivalent stress

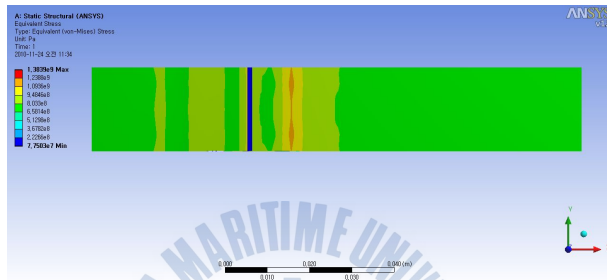


(b) Max. shear stress

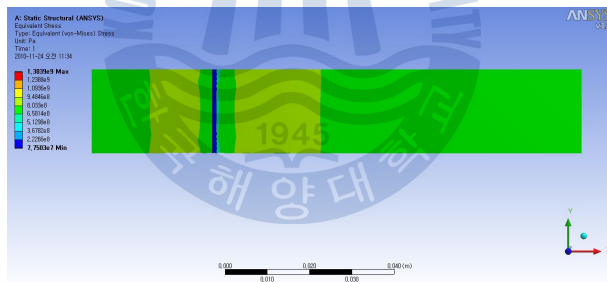
Fig. 62 Result of the FEM



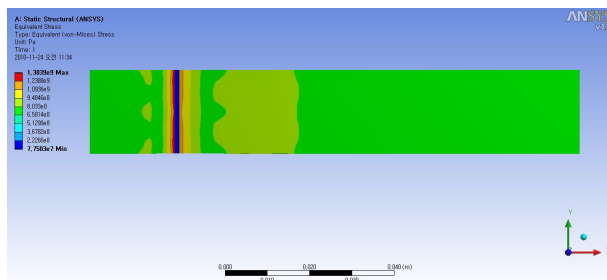
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

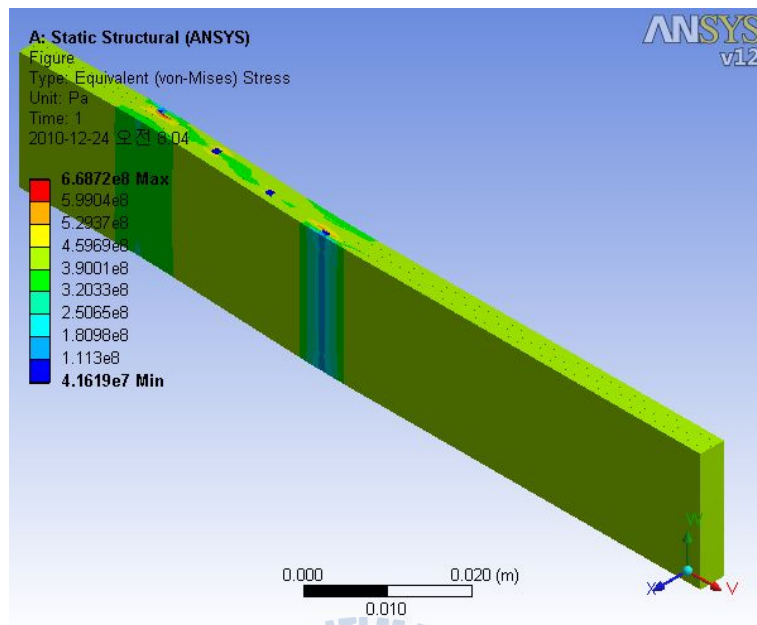
Fig. 63 Stress distribution on the each layers

(5) 불연속 간격 10mm

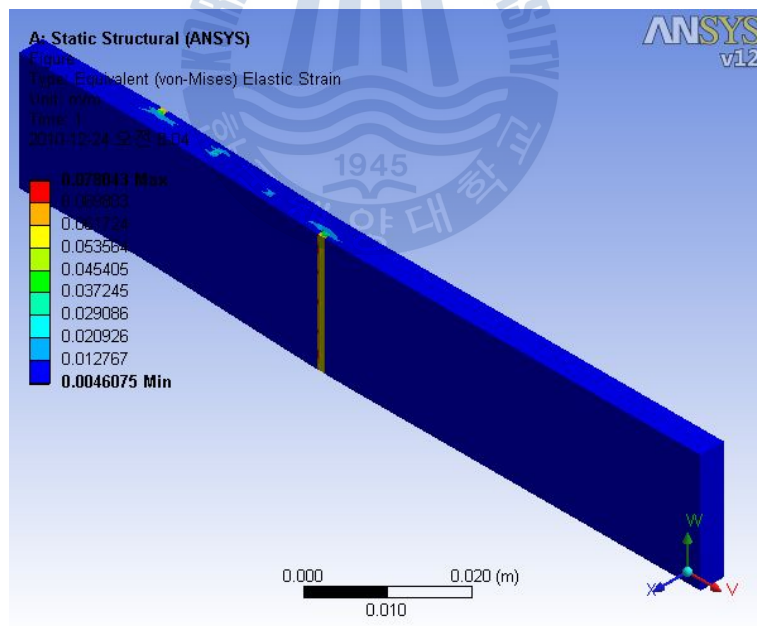
그림 64에서 보수간격 10mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 65에서 각 레이어에대한 응력의 분포를 나타내고 있다.



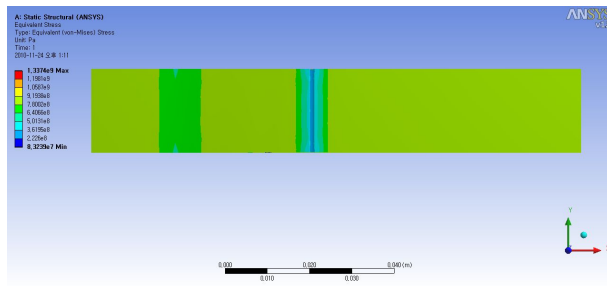


(a) Equivalent stress

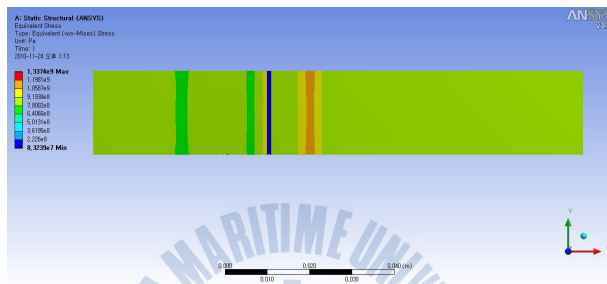


(b) Max. shear stress

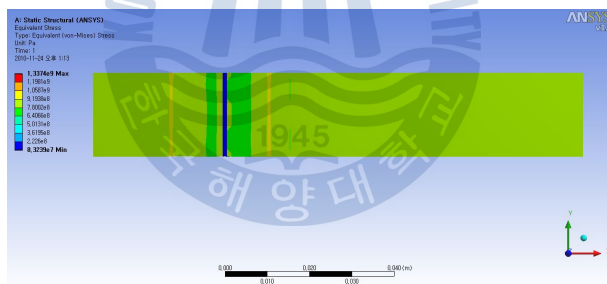
Fig. 64 Result of the FEM



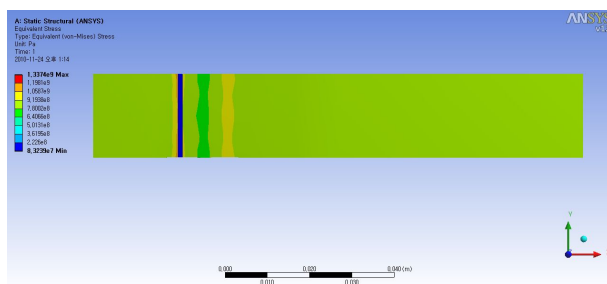
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

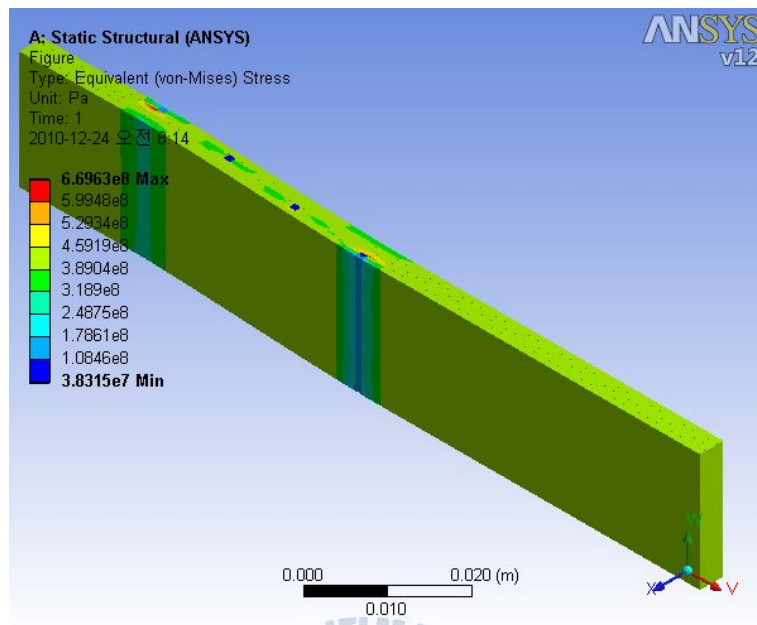
Fig. 65 Stress distribution on the each layers

(6) 불연속 간격 12mm

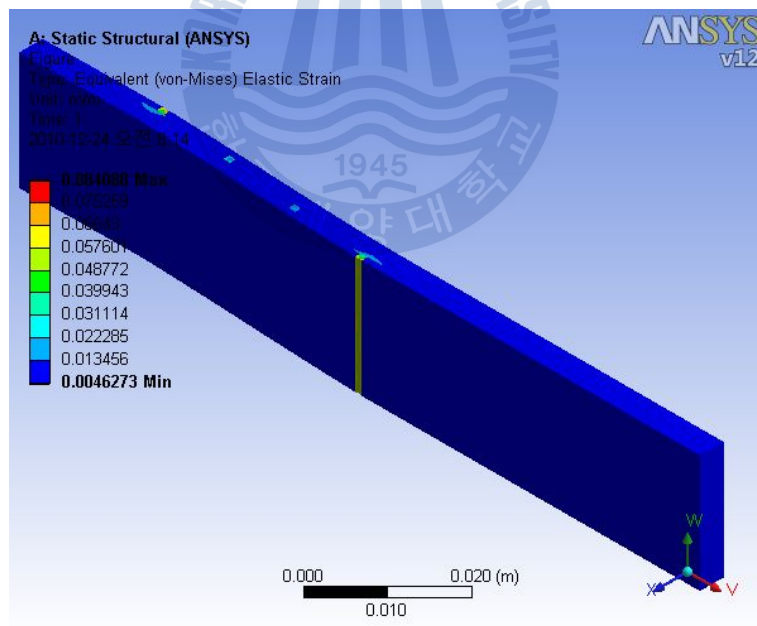
그림 66에서 보수간격 12mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 67에서 각 레이어에대한 응력의 분포를 나타내고 있다.



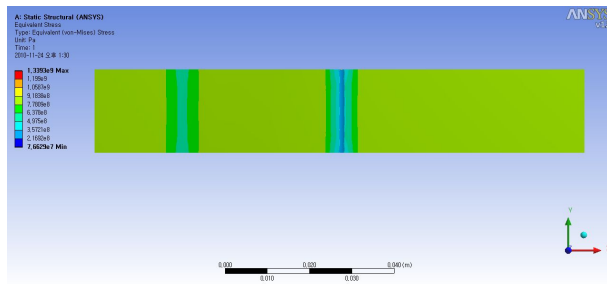


(a) Equivalent stress

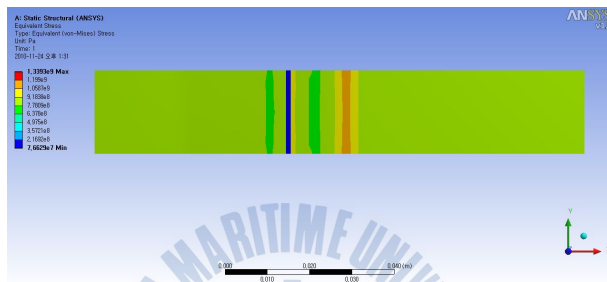


(b) Max. shear stress

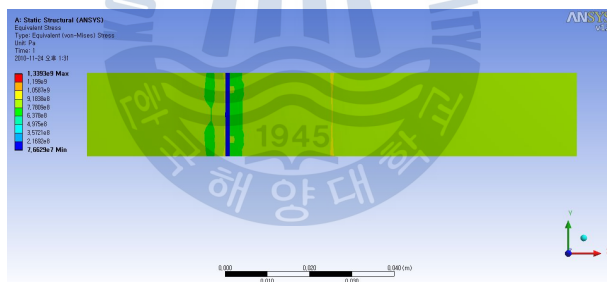
Fig. 66 Result of the FEM



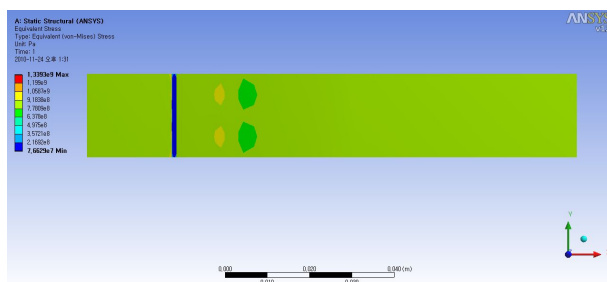
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

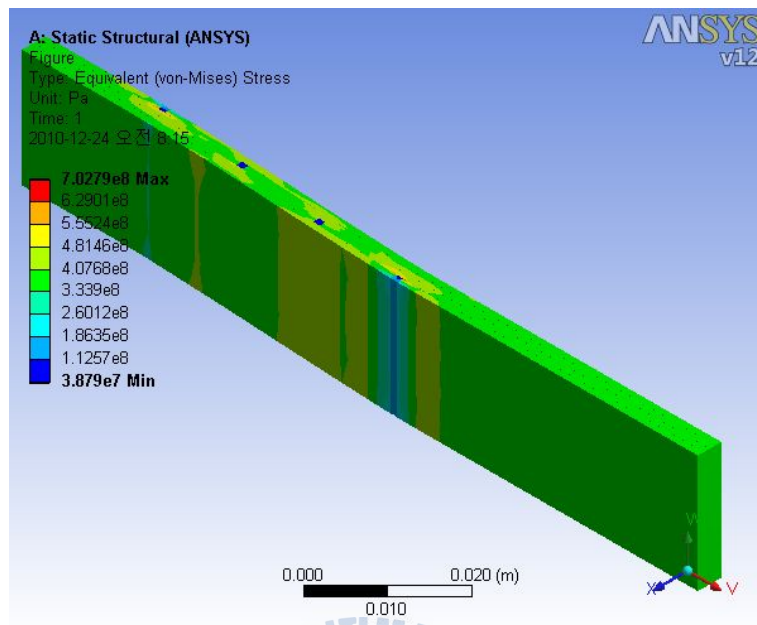
Fig. 67 Stress distribution on the each layers

(7) 불연속 간격 14mm

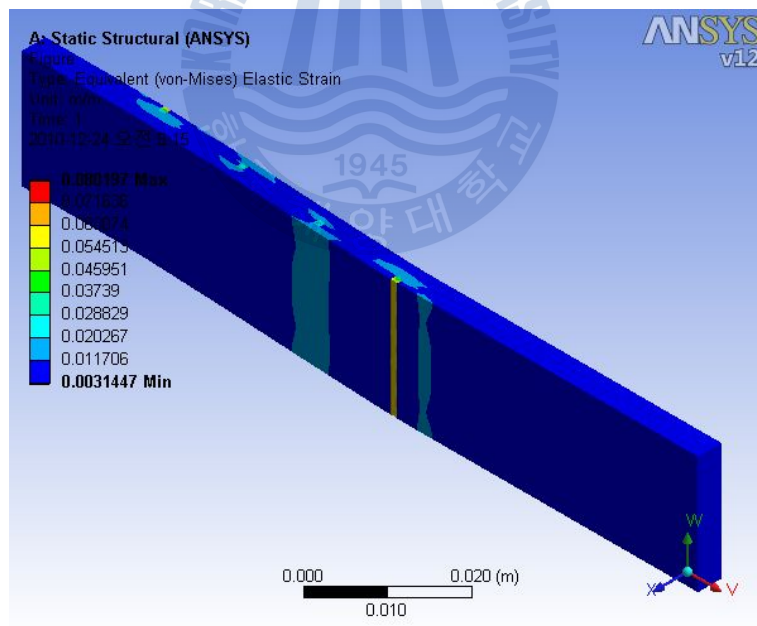
그림 68에서 보수간격 12mm 에 대한 해석 결과를 나타내고 있다. 스카프 보수법에 비하여 넓은 영역에 걸쳐 응력이 분포되어있는 것을 알 수 있다. 그러나 섬유의 연속성이 끊어진 부위가 밀집되어있어 보수 부위에 응력이 집중되어있는 것을 확인할 수 있었다. 또한 응력이 섬유의 연속성이 끊어진 불연속 부위에 집중된 응력이 다음 레이어의 불연속 부위에 이어져 불연속 부위를 따라 응력집중부가 이어져있는 것을 알 수 있다.

그림 69에서 각 레이어에대한 응력의 분포를 나타내고 있다.



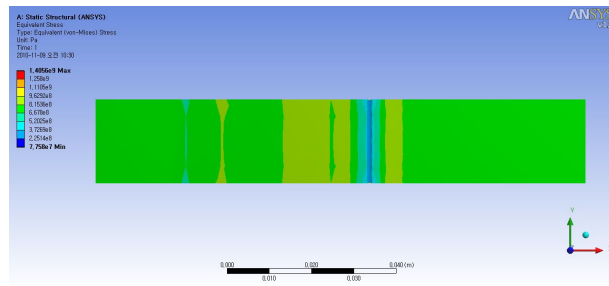


(a) Equivalent stress

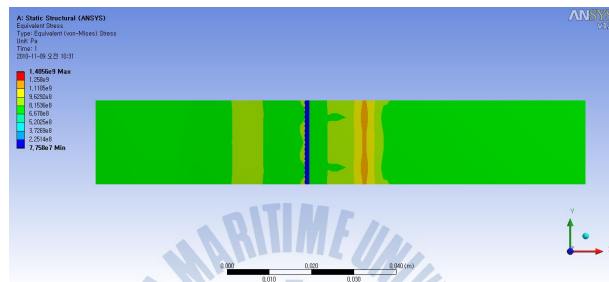


(b) Max. shear stress

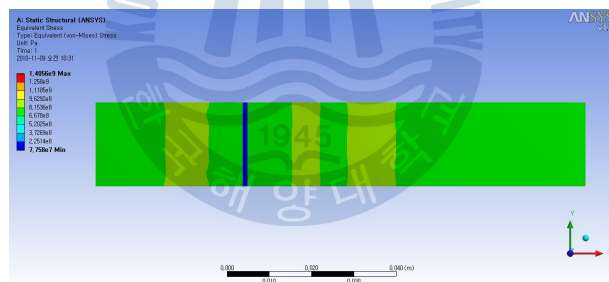
Fig. 68 Result of the FEM



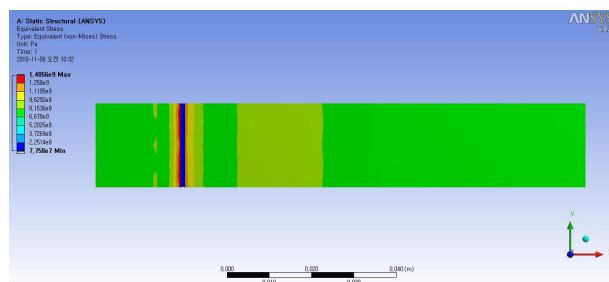
(a) Top ply



(b) 3rd ply



(c) 2nd ply



(d) 1st ply

Fig. 69 Stress distribution on the each layers

4. 결과 및 고찰

해석의 결과로 얻어진 값을 그림 70, 그림 71과 같다.

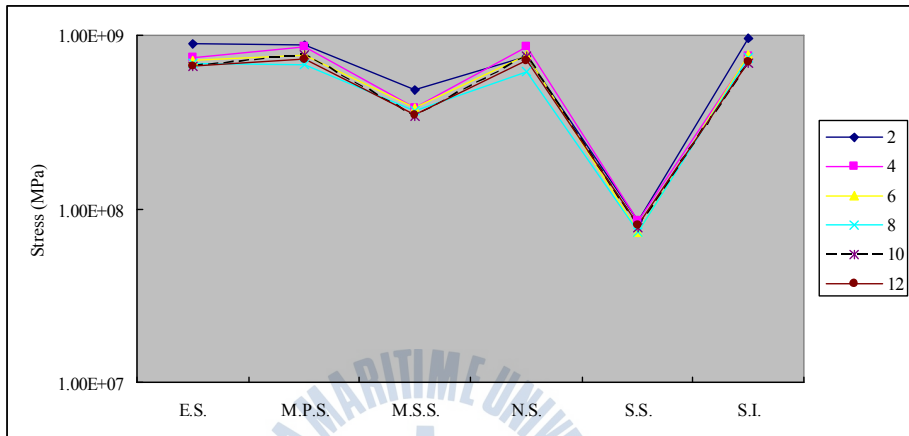


Fig. 70 Stress values

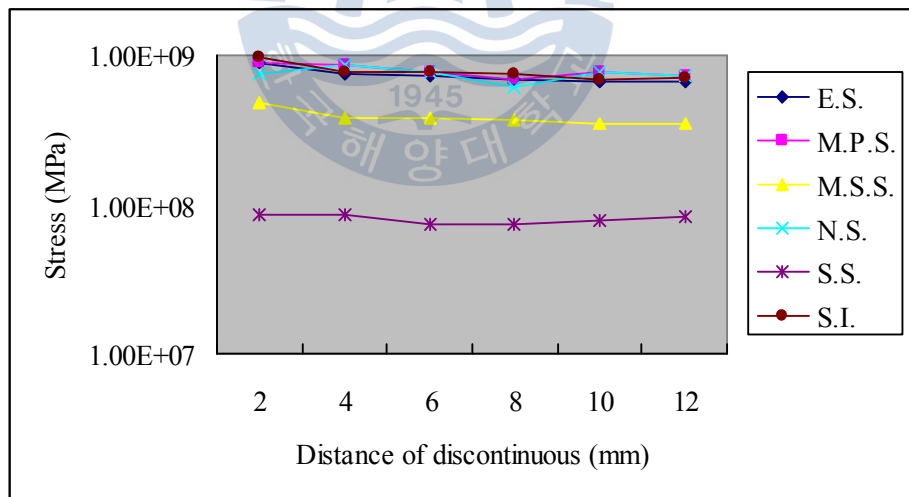


Fig. 71 Relation between stress and distance of discontinuous

그림 70, 71의 결과를 보면 불연속 간격이 줄어들수록 응력의 값이 높아지는 경향을 나타내고 있다. 스카프 보수법의 해

석과 같이 Von-Mises의 항복조건을 적용하였다.

그림 72에 불연속 간격에 따른 N.S.와 M.P.S., S.S.와 M.P.S., M.S.S.와 M.P.S.의 비를 퍼센트로 비교하였다. 최대 주응력에 대한 수직응력의 비에 다소 변동이 있는 것에 반해 최대 주응력에 대한 전단응력의 비는 불연속 간격이 증가함에 따라 지속적으로 증가하는 경향을 나타내고 있다.

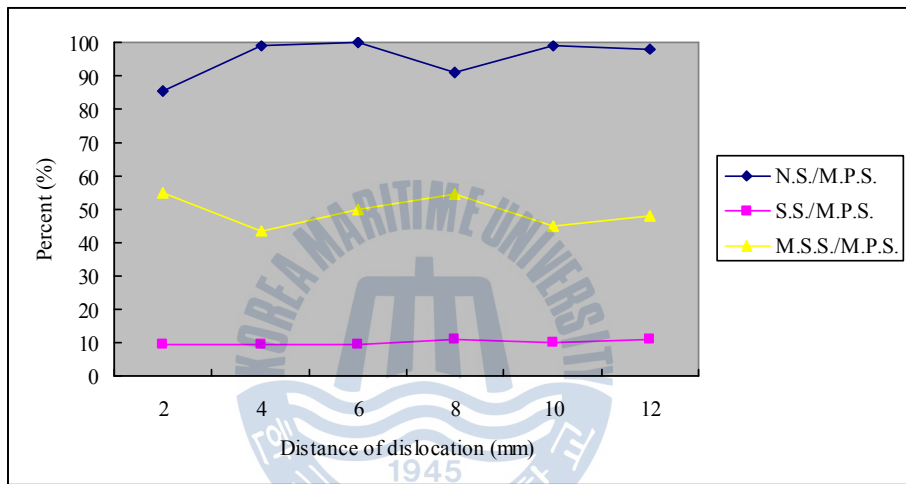


Fig. 72 Stress ratio on the distance of discontinuous

5. 결론

본 장에서는 스텝 보수법에서 불연속 간격에 따른 응력의 분포와 여러가지 응력값을 살펴보았다. 이를 통하여 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

1. 각각의 레이어에 대한 응력 상태에서 이웃하는 레이어의

불연속 지점에 인접한 부위에서 응력집중 현상을 발견할 수 있었다.

2. 불연속 간격이 짧은 경우 불연속 지점이 근접하여 보수 부위에 응력집중 현상이 크게 나타나는 것을 알 수 있다.

3. 불연속 간격이 증가할수록 응력이 분산되어 응력집중현상을 해소할 수 있는 것을 응력, 변형을 분포 상태를 통해 알 수 있었다.

4. 응력, 변형을 분포상태를 통해 불연속 간격이 14mm 이상 일 경우 응력이 넓은 영역에 걸쳐 분산되어 효과적인 보수가 되는 것을 알 수 있었다.

이상의 결과를 통해 스텝 보수법을 수행할 경우 각 레이어의 불연속 간격을 14mm 이상으로 하는 것이 바람직한 것을 알 수 있었다.

제5장 본딩 보수기법에서 금속과의 결합

1. 서론

복합재료의 보수에 있어서 복합재료-복합재료의 보수 이외에 복합재료-금속 간의 보수가 필요한 경우도 종종 발생한다. 지금까지 대부분의 기계 등에서 금속이 주요 구조재료로 사용되고 새롭게 복합재료가 한 부분씩을 대체해 나가면서 금속과 복합재료가 함께 사용되는 경우가 대부분이라 할 수 있는데 이 때 금속과 복합재료 간의 결합에 있어서 본딩면에 대한 표면처리가 중요하게 작용하게 된다. 본 장에서는 금속과 복합재료 간의 결합을 우수하게 하기 위하여 어떤 표면처리를 하는 것이 좋은지를 살펴 보았다. 접착강도를 향상시키기 위하여 접착되는 표면의 거칠기, 접착면적, 접착제의 종류 등이 중요한 요소로 작용하지만 산화피막의 형성이 빠른 알루미늄의 특성상 별도의 표면처리가 반드시 필요하다.[20]

2. 시편제작 및 시험방법

(1) 시편의 제작 및 시험방법

본 연구에서는 Fig. 73과 같이 ASTM D 1002 규격에 따라 single lap joint 시편을 제작하였으며, 시편은 길이 63.5mm, 폭 25.4mm, 두께 3mm로 가공하여 제작하였다.

ASTM D 1002에 명시된 (1)의 식에 따라 접착 길이는 27mm로 적용하였다.[21]

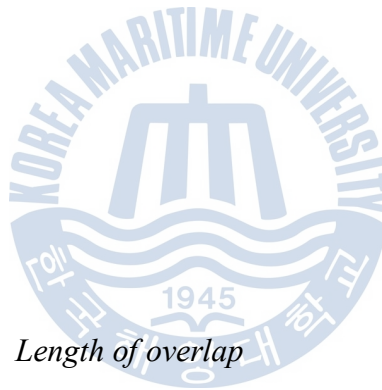
$$L = Fty \frac{t}{\tau}$$

L = *Length of overlap*

t = *Thickness of metal*

Fty = *Yield point of metal*

τ = *150 percent of estimated average shear strength
In adhesive bond*



(1)

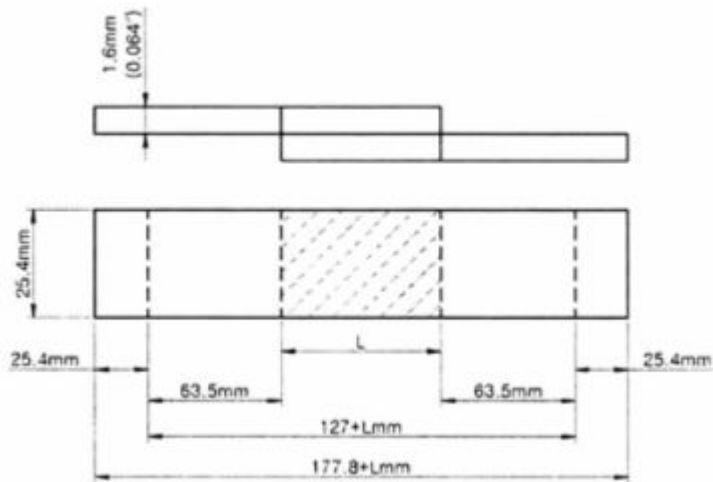


Fig. 73 Dimensions of specimen

접착제는 균일한 접착 두께를 형성하기 위하여 필름 형태의 125° C 경화형 접착제(3M Scotch-weld AF126)를 사용하였다. 본 실험에 사용된 제품은 35psi압력을 인가하였을 때 최상의 접착 강도를 얻을 수 있기 때문에 오토클레이브에서 열과 압력을 가하여 접착하였다.

시험에 상용한 장비는 Instron 사의 XX69 모델이며, 시험방법은 ASTM D 1002의 규정에 따라 Crosshead speed 1.27mm/min의 속도로 인장하중을 가하여 접착 면에 작용하는 전단강도를 측정하였다.

3. 시험결과 및 고찰

(1) 표면처리 결과

알루미늄의 표면처리는 친수성 물질을 이용하여 표면의 이물질을 제거한 후 수세탈지(aqueous degrease) 후 deoxidize를 이용한 에칭(etching), 앞선 두 처리를 거친 후 크롬산 아노다이징(CAA: Chromic acid anodizing), 황산 아노다이징(SAA: Sulfuric acid anodizing), 인산염 아노다이징(PAA: Phosphoric acid anodizing) 등의 방법이 일반적으로 사용되고 있다. 따라서 본 연구에서는 5가지 표면처리를 사용하였다. 그림 74에 시편을 보여주고 있다.

본 실험에서는 세가지 접착 레이어를 설계하였다. Fig. 75의 첫 번째 레이어(a)는 표면처리한 금속에 접착제만 적용한 것이다. 두 번째 레이어(b)는 표면 처리한 금속에 프라이머를 도포한 이후에 접착제로 접착하였다. 세 번째 레이어(c)는 표면처리한 금속에 프라이머를 도포한 이후에 알루미늄과 스테인리스 강 사이에 완충제를 적용하여 접착을 하였다. 금속의 표면 처리는 금속 자체의 접착 특성을 향상시키기 위하여 실시하였으며, 프라이머는 고분자 재료인 접착제와 결합력을 향상시키기 위하여 적용하였다. 세 번째 레이어에서 완충제의 경우는 고무와 같이 변형이 많은 재료를 사용하였다. 접착제만 사용하여 접착을 할 경우 금속과 경질의 고분자 재료가 이종 간의

결합을 하면서 외부에서 힘이 가해질 경우 접착 면에 크랙이 발생할 가능성을 고려하여 유연한 재료를 삽입함으로서 크랙의 발생과 전파를 최소화 할 수 있도록 하였다.

Fig. 75에서는 설계된 레이어를 간단하게 그림으로 나타내었다.

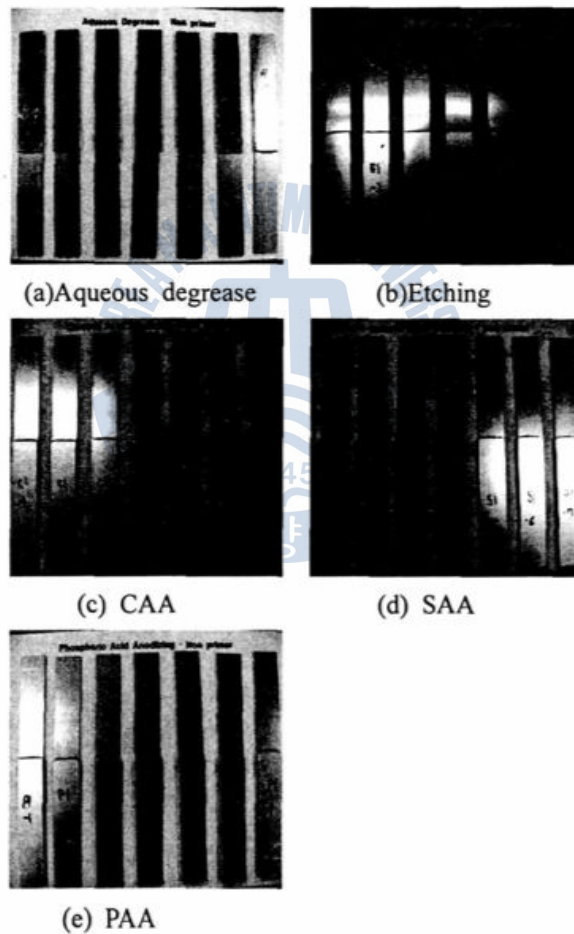


Fig. 74 Pictures of bonding specimens

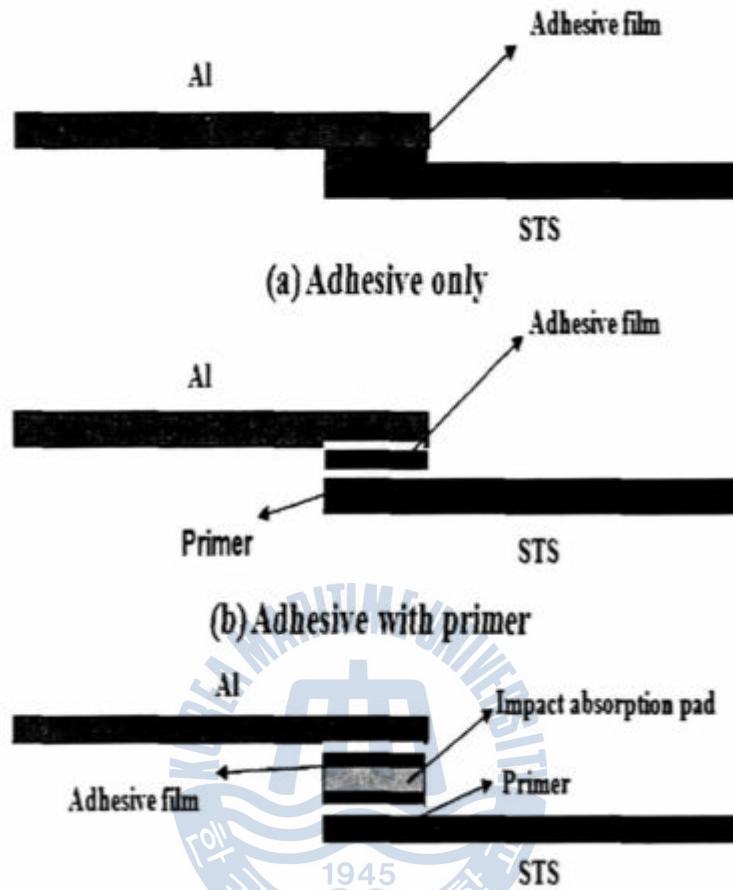


Fig. 75 Diagram of 3 adhesive layer specimens

(2) 접착강도의 비교

5종류의 표면처리와 3가지 레이어를 적용한 시편의 접착강도 측정 결과는 다음의 Fig. 76 ~ Fig. 77과 같다. Fig. 76의 그래프는 접착제만을 적용한 레이어의 접착강도를 나타낸다. 이 실험에서는 에칭처리한 시편과 PAA 처리한 시편의 경우 접착강도가 가장 우수한 것을 확인할 수 있었다. 이는 산을 이용하여

표면을 거칠게 만들어 주었기 때문에 기계적 결합력을 극대화시키기 때문인 것으로 사료된다.[22] SAA 처리한 시편의 접착력이 낮게 나타나는 이유는 황산이온이 알루미늄 표면에 확산되어 접착력을 향상시키는데 이 때 에칭으로 인하여 거칠어진 알루미늄의 표면이 황산이온의 확산을 불균일하게 만들어 접착면적 전반에 걸쳐 불균일한 접착력을 형성하기 때문인 것으로 사료된다.[23]

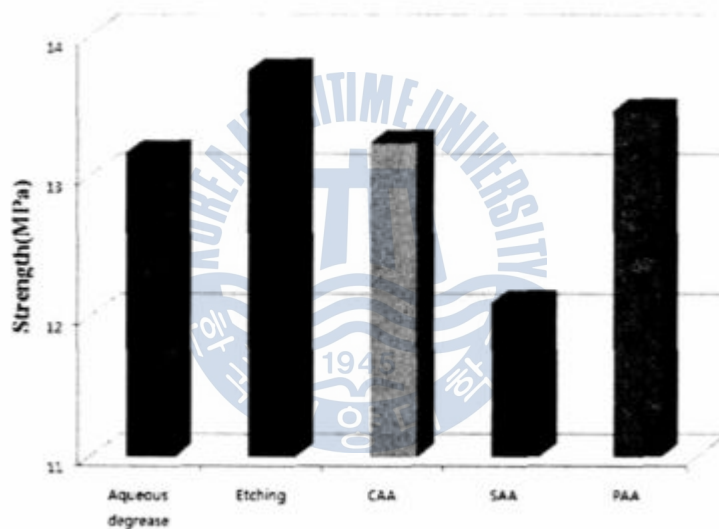


Fig. 76 Test results of each specimen with adhesive only

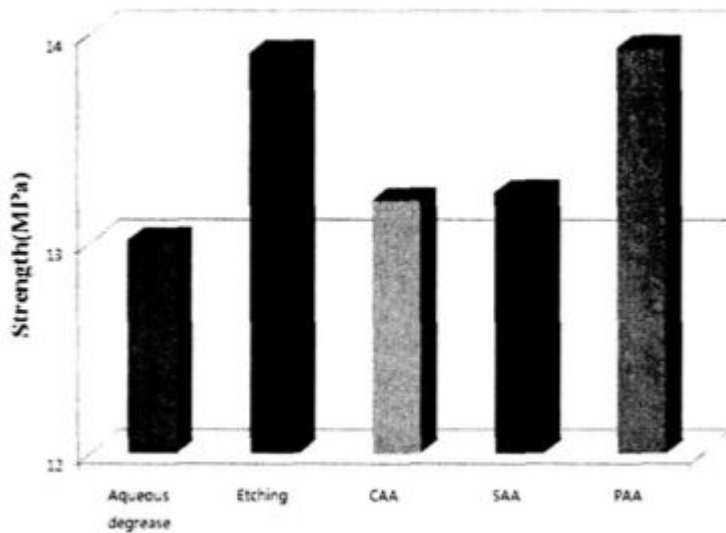


Fig. 77 Test result of specimen with adhesive and primer

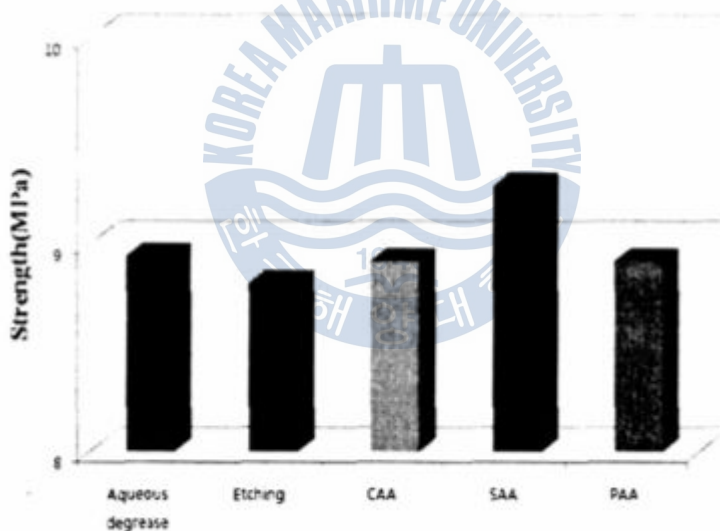


Fig. 78 Test result of specimen with adhesive, primer and plastic pad

Fig. 77의 그래프는 프라이머를 도포한 이후에 접착제를 이용하여 접착한 시편의 접착강도를 나타낸다. 이 실험에서도 Fig. 76과 같이 에칭과 PAA 시편에서 가장 우수한 접착강도를

나타내고 있다. SAA의 경우 프라이머를 도포한 경우 접착강도의 향상을 보였다. 이는 확산되어 침투한 황산이온의 불균일한 정도를 프라이머를 도포함으로써 조금이나마 균일하게 해주었기 때문인 것으로 사료된다. Fig. 78의 그래프는 탄성 패드가 추가된 레이어에서 접착강도를 나타내고 있다. 완충재를 적용한 경우 표면처리에 따른 접착강도의 차이가 현저하게 줄어들었음을 알 수 있었다. 이를 통하여 완충재로 사용한 재료의 강도가 접착강도에 영향을 미치지 못하기 때문인 것으로 사료된다.

Fig. 79에 각각의 레이어에 따른 접착강도의 차이를 보여주고 있다. 완충재를 사용할 경우 30% 정도의 접착강도의 저하가 발생하였다. 따라서 기계적 강도가 보다 우수한 고강도의 완충재를 적용하여 접착강도의 저하를 최소화 해야할 것으로 판단된다.

매우 가혹한 환경에서 운용되는 구조물의 경우 복합재료의 내구수명 향상을 위하여 금속재와 결합하여 보강을 하는데 이때 접착을 위한 표면처리 기법에 대한 평가를 하였다. 이 중 에칭 처리가 가장 효율적인 표면처리 방법임을 확인하였다.

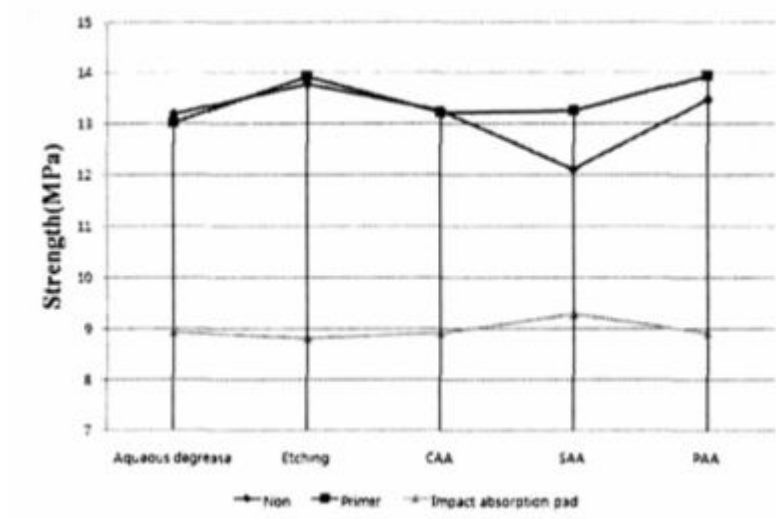


Fig. 79 Comparison of bonding strength for each specimens



4. 결론

본 연구를 통하여 복합재료와 금속재료의 접착에 대한 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

- (1) 탄성패드가 없는 모든 시편에서 13MPa 내외의 접착강도를 얻을 수 있었다. 구조강도가 아닌 접착 강도를 얻기에는 충분한 결과를 나타냄을 알 수 있었다.
- (2) 알루미늄과의 접착에 있어서 화학적인 처리보다 표면을 거칠게 하여 기계적 접착특성을 향상시키는 에칭 처리가 가장 좋은 효과를 나타냄을 알 수 있었다.
- (3) 플라스틱 패드를 적용하였을 경우 충격에 대한 흡수능력은 기대가 되지만 기계적 강도가 접착강도에 비해 상대적으로 낮기 때문에 접착 강도 저하의 원인이 되었다.

제6장 총괄 결론

일련의 해석을 통하여 복합재료 구조물의 보수 시 스카프 앵글과 불연속 영역의 폭이 강도회복에 미치는 영향에 대하여 살펴보았다. 스카프 앵글이 작거나 스텝 가공 시 각 층의 간격이 넓을 수록 복합재료 구조물에 작용하는 응력이 분산되어 좋은 효과를 얻을 수 있음을 알 수 있었다. 그 내용을 요약하면 다음과 같다.

1. 스카프 앵글이 작을 수록 높은 강도회복 수준을 나타내는 것을 알 수 있었다. 이는 작은 스카프 앵글일 경우 원래의 재료와 보수된 재료의 결합 부위가 넓어져 결합 부위에 작용하는 하중을 분산하기 때문인 것으로 사료된다.

2. 스텝보수를 수행할 시 각 층간의 간격이 넓어지면 보다 높은 강도회복 수준을 나타내었다. 이는 연속성이 끊어진 지점이 넓은 영역에 나누어 분산되기 때문에 넓은 영역에서 각각한 플라이의 크기만큼 강도가 저하된 것과 같은 효과가 있기 때문인 것으로 사료된다.

3. 스텝보수를 수행할 시 각 층간의 간격이 넓어지면 낮은 스카프 앵글로 가공된 것과 비슷하게 원래의 재료와 보수된

재료의 결합 면적이 넓어지는데 이것이 강도회복의 수준을 높
이는데 영향을 미친 것으로 판단된다.

4. 스텝보수에서 각 층간 간격이 좁을 때 낮은 강도회복 수
준을 나타내는 것을 통하여 패치보수법이 낮은 강도회복 수
준을 나타내는 원인을 알 수 있었다.

이와 같은 결과를 통하여 스카프보수 혹은 스텝보수를 수
행할 시 넓은 면적에 대하여 보수를 실시하는 것이 바람직하
다는 것을 알 수 있었다. 현재 국내에 풍력 블레이드, 철도 및
차량 등의 보수기준이 확립되지 않은 상황에서 향후 복합재료
보수기준을 제정할 때에 스카프 앵글 및 스텝 가공 간격 등에
대한 사항을 고려할 필요가 있음을 알 수 있었다.

참고문헌

1. 이대길, “신소재의 Reliable joining 및 Repair 기술”, 기계저널, 제44권 제6호, 대한기계학회(2004)
2. 김위대, 김종진, “복합재 패치를 이용한 노후항공기의 중앙균열 보수에 관한 연구”, 한국항공우주학회지, 제27권 제8호, 한국항공우주학회(1999)
3. 김윤해, 김국진, 한중원, 외, “섬유강화 복합재료의 전단 강도에 미치는 흡습의 영향”, 한국복합재료 학회지, 제21권 제8호, pp. 1-7, 한국복합재료학회(2008)
4. 김윤해, 김국진, 한중원, 외, “복합재료의 수분에 의한 열화 및 회복 메커니즘에 관한 연구”, 한국복합재료학회지, 제21권 제8호, pp. 8-14, 한국복합재료학회(2008)
5. Dan Zenkert, Andrey Shipsha, Peter Bull, Brian Hayman, “Damage tolerance assessment of composite sandwich panels with localized damage”, Composites science and technology, Vol. 65, Elsevier(2005)
6. A.Ait Yala, A.Megueni, “Optimisation of composite patches repairs with the design of experiments method”, Materials and design, Elsevier(2009)
7. R.D.S.G. Campilho, M.F.S.F. de mouro, J.J.M.S. Domingues, “Modeling single and double-lap repairs on composite

materials”, Composites science and technology, Vol. 65, Elsevier(2005)

8. 김정석, “복합재 철도차량 차체의 유지보수기법”, 한국복합재료학회지, 제17권 제6호, pp. 67-70, 한국복합재료학회(2004)
9. Alex B.Harman, Chun H.Wang, “Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure:, Composite structures, Vol. 75, Elsevier(2006)
10. B. Whittingham, A.A. Baker, A. Harman, D. Bitton, “Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure”, Composites part A, Vol 40, Elsevier(2009)
11. Baker AA., “Composite materials for aircraft structures”, pp. 369-402, American institute of aeronautics and astronautics (2004)
12. Gary Savage, Mark Oxley, “Repair of composite structures on formula 1 race cars”, Engineering failure analysis, Vol. 17, pp. 70-82(2010)
13. Chun H. Wang, Andrew J. Gunnion, “On the design methodology of scarf repairs to composite laminates” Composites science and technology, Vol. 68, Elsevier(2008)
14. 최홍섭, 노희석, “세계 복합재료 시장과 기술동향 분석”,

한국항공기술연구원(2004)

15. 김정식, “패치 보수된 샌드위치 복합재 적층판의 압축 시 강도회복 평가”, 한국철도학회논문집, 제12권 제1호, pp. 110-114(2009)
16. 김위대, “모서리균열이 있는 알루미늄판의 복합재 패치 보수 시 수명예측 연구”, 한국항공우주학회지, 제35권 제1호, pp. 52-57(2007)
17. T.B.Breitzman, E.V.Iarve, B.M.Cook, G.A.Schoeppner, R.P.Lipton, “Optimization of a composite scarf repair patch under tensile loading”, Composites Part A, Elsevier (2009)
18. Hart-Smith L.J., “Adhesive-bonded scarf and stepped-lap joints”, NASA CR-112237(1973)
19. “Advanced composite design guide”, AFML Wright-Patterson airforce base analysis, Vol. 2, US Airforce(1973)
20. Lee, H.W., “Electroplating pretreatment of aluminium alloy”, Journal of the Korean Institute of Surface Engineering, Vol. 15 No. 1, pp 39-48(1982)
21. “Standard test method for apparent shear strength of single-lap-joint adhesively bonded metal specimens by tension loading”, Annual book of ASTM standard, Vol. 01 & 03, pp. 47-50(1083)
22. Lee, C.J., Lee, S.K, et. Al. “The evaluation of surface and adhesive bonding properties for cold rolled steel sheet for

automotive treated by Ar/O₂ atmospheric pressure plasma”,
Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers.
A., Vol. 32 No.4, pp. 354-361(2008)

23. Chang, Y.H., Lee, C.W., Hahm, Y.H., “Preparation of porous alumina membrane by anodic oxidation in sulfuric acid”,
Journal of the Korean Institute of Chemical Engineers, Vol. 36
No. 5, pp. 653-660(1998)

